

RENATO CRUCELLO PASSOS

ESTUDO DA FORMAÇÃO DE GELO NÃO-DETECTÁVEL EM
AERONAVES DE TRANSPORTE

Tese apresentada à Faculdade de Engenharia
do Campus de Guaratinguetá, Universidade
Estadual Paulista, para a obtenção do título
de Doutor em Engenharia Mecânica na área
de Transmissão e Conversão de Energia.

Orientador: Prof. Dr. Carlos Daniel Ebinuma

Guaratinguetá

2009

P289e	<p>Passos, Renato Crucello</p> <p>Estudo da formação de gelo não detectável em aeronaves de transporte / Renato Crucello Passos - Guaratinguetá: [s.n.], 2009</p> <p>85 f.: il.</p> <p>Bibliografia: f. 83-85</p> <p>Inclui apêndices</p> <p>Tese (Doutorado) – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2009</p> <p>Orientador: Prof. Dr. Carlos Daniel Ebinuma</p> <p>1. Aeronaves I. Título</p> <p>CDU 629.733</p>
-------	--

RENATO CRUCELLO PASSOS

ESTA TESE FOI JULGADA ADEQUADA PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
“DOUTOR EM ENGENHARIA MECÂNICA”

PROGRAMA: ENGENHARIA MECÂNICA
ÁREA: TRANSMISSÃO E CONVERSÃO DE ENERGIA

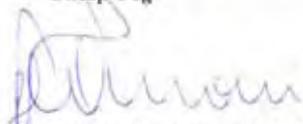
APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELO PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO


Prof. Dr. Marcelo dos Santos Pereira
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:


Prof. Dr. CARLOS DANIEL EBINUMA
Orientador / Unesp-Feg


Prof. Dr. MAURICIO ARAUJO ZANARDI
Unesp-Feg


Prof. Dr. LUIZ ROBERTO CARROCCI
Unesp-Feg


Prof. Dr. ROGÉRIO FRAUENDORF DE FARIA COIMBRA
Univap/Unitau/Unicamp


Prof. Dr. JOSÉ RUI CAMARGO
Unitau

Fevereiro de 2009

DADOS CURRICULARES

RENATO CRUCELLO PASSOS

NASCIMENTO	01. Jul. 1977 – SÃO PAULO / SP
FILIAÇÃO	Adilson Ribeiro Passos Selma Maria Crucello Passos
1995/2000	Curso de Graduação em Engenharia Mecânica– Automação e Sistemas, pela Universidade São Francisco – USF.
2001/2003	Curso de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica e Aeronáutica, nível de Mestrado, pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA.
2002/2003	Curso de Pós-Graduação em Homologação Aeronáutica, nível de especialização, pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA.
2004/2004	Curso de Pós-Graduação em ' <i>Aviation Safety & Continued Airworthness</i> ', nível de especialização, pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA.

Dedico esta Tese a Srta. RAFAELA CHAGAS REAL, pelo seu amor e apoio nos momentos de fraqueza, ao amigo Cel. Eng. JOSÉ BERNARDO DE ALVARENGA E SILVA, pelo inestimável apoio de qualidade técnica, motivacional e pela sua amizade, ao meu falecido Pai, ADILSON RIBEIRO PASSOS, que mesmo ausente sempre esteve e estará ao meu lado em todos os momentos da minha vida e a minha Mãe, SELMA MARIA CRUCELLO PASSOS, pelo seu exemplo de perseverança.

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar agradeço a Deus, fonte da vida e da graça. Agradeço pela minha vida, minha inteligência, minha família e meus amigos,

ao meu orientador, *Prof. Dr. Carlos Daniel Ebinuma*, que sem a sua orientação, dedicação e auxílio, o estudo aqui apresentado seria praticamente impossível.

à Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá (FEG): no que se refere às publicações e artigos específicos e a orientação nesta área que é de sua excelência,

à Gerência Geral de Certificação de Produtos Aeronáuticos (GGCP) da Agência Nacional de aviação Civil (ANAC): no que tange a disponibilização de seus especialistas.

à Colaboração de Centros de Pesquisa (IRT/NASA) e Autoridades à Aeronáuticas Estrangeiras (FAA, TCCA e EASA), na disponibilização de dados e publicações técnicas.

**“THE PRINCIPLE IS MOST IMPORTANT,
NOT THE DETAIL”.**

“O princípio é o mais importante, não o detalhe.”

Theodore von Kármán (Szöllőskislaki Kármán Tódor)

Hungarian-American Engineer and Physicist.

(1881 – 1963)

PASSOS, R. C., **Estudo da formação de gelo não-detectável em aeronaves de transporte**. 2008. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2009.

RESUMO

Os aparecimentos de formas de gelo em superfícies primárias de uma aeronave podem causar vários problemas, dentre eles, a degradação e até a perda da controlabilidade, redução na qualidade de vôo, no desempenho, aumento do peso e etc., podendo ocasionar desde uma simples redução nas margens de segurança de vôo até a eventos catastróficos. Assim sendo, a instalação de um sistema confiável de detecção e proteção contra a formação de gelo em vôo é de extrema necessidade para a segurança de vôo quando operando em condições de formação de gelo. Com o contínuo desenvolvimento e aplicação de sistemas automatizados de detecção e proteção e motivados por recentes incidentes ocorridos em serviço, este trabalho pretende despertar a comunidade aeronáutica para o fato de que mesmo nos mais avançados sistemas, atualmente utilizados, podem ser passíveis de falhas quanto à detecção e proteção contra a formação de gelo em vôo devido à ocorrência de um fenômeno denominado “gelo não-detectável”. Fenômeno este que decorre da combinação entre condições atmosféricas, tipo de detector de gelo utilizado, tipo de aerofólio empregado no projeto da aeronave e sua configuração de vôo. Portanto, este trabalho tem por objetivo descrever a ocorrência deste fenômeno, os parâmetros que o influenciam, como e quando este gelo não-detectável ocorrerá e propor um meio de prevê-lo.

PALAVRAS-CHAVE: Aeronave, gelo, proteção contra gelo, detecção de gelo.

PASSOS, R. C. **Study of undetectable ice formation on commercial airplanes**, 2009, Thesis (Doctorate in Mechanical Engineering) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2009.

ABSTRACT

The occurrence of in flight ice formation up to primary control surfaces can cause a several problems: degradation or loss of aircraft flight control, change of the flight qualities, degradation of performance, increase of weight, etc., many of them may cause either a simple flight safety's margins reduction or catastrophic events. Therefore it the installation of a reliable in-flight ice detection/protection system is of extreme importance for the continuous flight safety when the airplane is operating in ice formation. With the continuous development of automatic ice detection/protection systems and motivated by recent in-service incidents, this work intend to alert all aeronautical community that even the most advanced ice systems can be susceptible to fail on the ice detection due to the occurrence of a phenomenon named "undetectable ice", phenomenon that occurs due to a combinations of factors such as: atmospheric conditions, type of ice detector used, type of airfoil employed in the wing and stabilizer profile and aircraft flight configuration. Herewith, this work has its content dedicate to the description of this phenomenon, what kind of parameters can be influence in its occurrence, how and when this undetectable ice will be occur and propose means to predict this occurrence.

KEYWORDS: Airplane, ice, ice protection, ice detection.

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AC	Advisory Circular
AFM	Airplane Flight Manual
AIDS	Advisory Ice Detection System
AMOC	Alternative Means of Compliance
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
AOA	Angle Of Attack
APU	Auxiliary Power Unit
ARP	Aeronautic Recommended Practice
ATC	Air Traffic Control
CAS	Calibrated Air Speed
CBA	Código Brasileiro do Ar
Cd	Coefficiente de Arrasto - Coefficient of Drag
CFD	Computational Fluid Dynamics
Cl	Coefficiente de Sustentação - Lift Coefficient
Cp	Coefficiente de Pressão - Pressure Coefficient
EASA	European Aviation Safety Agency
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulation
GGCP	Gerência Geral Certificação de Produtos Aeronáuticos
GRC	Glenn Research Center
ITR	Icing Research Tunnel
LWC	Liquid Water Content
MCA	Mean Chord Aerodynamic
MED	Mean Effective Droplet Diameter
MIL Std.	Military Standard
MOC	Means of Compliance
MSO	Magneto-Strictive Oscillator
MVD	Mean Volumetric Droplets
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics

NASA	National Aeronautics and Space Administration
PAIDS	Primary Automatic Ice Detection System
PIREP	Pilot Report
PLD	Programmable Logic Device
PMIDS	Primary Manual Ice Detection System
RBHA	Requisito Brasileiro de Homologação Aeronáutica
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics
SAE	Society Automotive Engineer
SAT	Static Air Temperature
SLD	Super Cooled Large Droplet
TAS	True Air Speed
TAT	True Air Temperature
TCCA	Transport Canada Civil Aviation
VC	Volume de Controle

LISTA DE SÍMBOLOS

\dot{m}_c	Fluxo mássico de água líquida incidente.
\dot{m}_e	Fluxo mássico de água que se evapora e deixa o volume de controle.
\dot{m}_i	Fluxo mássico de água que se congela e deixa o volume de controle.
\dot{m}_{rin}	Fluxo mássico de ' <i>runback water</i> ' proveniente do volume de controle anterior.
\dot{m}_{rout}	Fluxo mássico de ' <i>runback water</i> ' que adentra o próximo volume de controle.
n	Fração de congelamento (<i>'Freezing Fraction'</i>).
P	Pressão Estática no local onde se quer medir.
P_g	Pressão de vapor de uma mistura saturada a mesma temperatura.
P_{vap}	Pressão de vapor da mistura.
P_∞	Pressão Total no escoamento livre.
ρ	Massa específica do Fluido (ar).
u	Velocidade local, onde se quer medir.
UR	Umidade relativa é a razão molar de água da mistura pela quantidade molar de água na mistura saturada a mesma temperatura.
U_∞	Velocidade relativa da aeronave ao escoamento livre.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 - Formação de Gelo Branco ‘ <i>rime ice</i> ’	3
Figura 2.2 - Formação de Gelo Claro ‘ <i>clear ice</i> ’	3
Figura 2.3 - Formação de Gelo ‘ <i>mixed ice</i> ’	4
Figura 2.4 - Efeitos da formação de gelo na superfície sobre o desempenho da aeronave.....	6
Figura 2.5 - Efeito da camada de ‘ <i>clear ice</i> ’ ou ‘ <i>mixed ice</i> ’ no escoamento junto à superfície de uma asa.....	7
Figura 2.6 - Curva Cl Vs. AOA, normal de um perfil de asa e região de descolamento da camada limite.....	7
Figura 2.7 - Efeito da formação de gelo na curva Cl Vs. AOA de um perfil de asa	8
Figura 2.8 - Esquema de forças e momentos em um aeronave	9
Figura 2.9 - Impacto do gelo estrutural liberado da asa nas empenagens e/ou nos motores	10
Figura 2.10 – Gráfico qualitativo referente à variação das velocidades de ‘ <i>stall</i> ’ em função do acúmulo de gelo.....	10
Figura 2.11 - Efeito da formação do gelo no bordo de ataque no coeficiente de sustentação de um perfil NACA 0012.....	11
Figura 2.12 - Linhas de corrente e trajetórias para pequenas gotículas de água	12
Figura 2.13 - Linhas de corrente e trajetórias para grandes gotículas de água.....	12
Figura 2.14 - Principais modos de transferência de energia durante o processo de formação de gelo em uma superfície.....	13
Figura 2.15 - Processo de formação de gelo branco (‘ <i>rime ice</i> ’)	14
Figura 2.16 - Processo de formação de gelo claro (‘ <i>clear ice</i> ’)	15
Figura 2.17 - Três tipos de formação de gelo encontrados em vôo.....	16
Figura 2.18 - Modelo matemático da formação de gelo: diferentes regiões de estudo	17
Figura 2.19- Balanço de massa para determinação da taxa de acúmulo de gelo.....	18

Figura 2.20 - Fração de congelamento de água em um dado Volume de Controle – VC.....	18
Figura 2.21 - Fração de congelamento (n) Vs. Temperatura local estática do Ar (SAT)	19
Figura 2.22 - Simulação da formação de gelo em túnel de vento: estrutura 2D em formato de ‘horns’ e 3D e forma de ‘lobster tails’)	20
Figura 3.1 - Superfícies de um avião, protegidas pelo sistema de ar quente.....	22
Figura 3.2 - Esquema de proteção utilizando ar quente, asas e empenagens	22
Figura 3.3 - Hélice com sistema de proteção contra gelo por aquecimento elétrico....	23
Figura 3.4 – Desenho esquemático de um sistema de degelo do bordo de ataque com líquido	24
Figura 3.5 - Sistemas pneumáticos de degelo com painéis expansíveis para o bordo de ataque de uma asa	25
Figura 3.6 – Desenho esquemático de operação e fotografia de um Detector <i>Magneto-Strictive</i> , tipicamente utilizado	29
Figura 3.7 – Posicionamento desejável dos detectores de gelo na aeronave.....	30
Figura 4.1 – Fotografias ilustrando a secção de testes do túnel de gelo da IRT/NASA.....	31
Figura 4.2 – Desenho esquemático da secção de testes do túnel de gelo.....	31
Figura 4.3 – Fotografias, com o detalhe da extensão dos sistemas de proteção de gelo tipicamente utilizados: a) sistema de anti-gelo e b) sistema de degelo	33
Figura 4.4 – Detalhe do resultado do ensaio feito em túnel de gelo mostrando a formação de gelo não-detectável.....	34
Figura 4.5 – Diagrama de fases da água.....	37
Figura 4.6 – Comparação entre os resultados obtidos através do uso da teoria potencial e os resultados obtidos em túnel de vento para um cilindro...	42
Figura 4.7 – Fotografia instantâneas do escoamento para diferentes regimes de escoamento em 2 diferentes corpos.....	43

Figura 4.8 – Mudança na distribuição de pressão um perfil aerodinâmico para diferentes valores de AOAs. a) reduzido, b) médio e c) elevado.....	45
Figura 4.9 – Gráficos comparando os resultados de distribuição de pressão obtidos teoricamente e experimentalmente para diferentes perfis aerodinâmicos.....	45
Figura 5.2 – Página ilustrativa do software usado na modelagem	47
Figura 6.1 – Variação do C_p com o aumento do AOA	50
Figura 6.2 – Variação do C_p com a variação da espessura do perfil simétrico.....	51
Figura 6.3 – Variação do C_p com a variação do ‘ <i>Camber</i> ’	52
Figura 7.1 – Avaliação da susceptibilidade a formação de gelo não-detectável, perfil NACA0004	56
Figura 7.2 – Avaliação da susceptibilidade a formação de gelo não-detectável, perfil NACA0008	59
Figura 7.3 – Avaliação da susceptibilidade a formação de gelo não-detectável, perfil NACA0012	62
Figura 7.4 – Avaliação da susceptibilidade a formação de gelo não-detectável, perfil NACA0016	65
Figura 7.5 – Avaliação da susceptibilidade a formação de gelo não-detectável, perfil NACA0020	68
Figura 8.1 – Curva que descreve o comportamento da variação do menor AOA para que existam regiões sobre o perfil simétrico NACA estudado, com possibilidade de formação de gelo não-detectável	69
Figura 8.2 – Curva que descreve o comportamento da variação da posição inicial ao longo da superfície do extradorso de perfis simétricos NACA, onde se iniciará a formação de gelo não-detectável caso este ocorra	71

Figura 8.3 – Curva que descreve o comportamento da variação do menor AOA para que existam regiões sobre o perfil simétrico NACA estudado, com possibilidade de formação de gelo não-detectável usando os dados ABBOTT	73
Figura 8.4 – Curva que descreve o comportamento da variação da posição inicial ao longo da superfície do extradorso de perfis simétricos NACA, onde se iniciará a formação de gelo não-detectável caso este ocorra	74
Figura 8.5 – Gráfico com a comparação dentre os valores do menor AOA para que existam regiões sobre o perfil simétrico NACA, através do uso da teoria potencial e dos valores obtidos experimentalmente.....	76
Figura 8.6 – Gráfico com a comparação dentre os valores obtidos de localização da possível formação de gelo não-detectável para diversos perfis simétricos NACA, através do uso da teoria potencial e dos valores obtidos experimentalmente.....	77
Figura 8.7 – Fotografia com a formação do gelo tipo ‘ <i>clear ice</i> ’ com a posição de ocorrência deste gelo (SAE AIR-5504)	78
Figura 8.8 – Fotografia com a formação do gelo tipo ‘ <i>clear ice</i> ’ com a posição de ocorrência deste gelo (FAA/AC 25.1419-A1)	79
Figura B1 – Definição de aerofólio	B1
Figura B2 – Nomenclatura do aerofólio	B2
Figura C1 - Representação esquemática do método dos painéis.....	C3
Figura C2 - Nomenclatura para análise do escoamento potencial usando o método dos painéis	C4
Figura C3 - Tensão de cisalhamento em função da taxa de deformação para fluidos Newtonianos	C6
Figura C4 - (a) Formação de gelo no bordo de ataque do perfil; (b) malha computacional e (c) ocorrência de separação no escoamento.....	C8

Figura D1 – Sistema para determinação da distribuição de velocidade entorno de perfis aerodinâmicos..... D3

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1 - Faixas de temperatura e tipos de gelo formado.....	5
Tabela 3.1 – Métodos de ‘ <i>anti-icing</i> ’ e ‘ <i>deicing</i> ’ utilizados	21
Tabela 3.2 - Tipos de detectores de gelo	28
Tabela 4.1 – Evolução no tempo do ensaio feito em túnel de vento.....	32
Tabela 7.1 – Resultados obtidos de C_p ao longo da superfície do extradorso do perfil NACA0004, com a variação de AOA	54
Tabela 7.1.1 – Equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0004.....	55
Tabela 7.2 – Resultados obtidos de C_p ao longo da superfície do extradorso do perfil NACA0008, com a variação de AOA	57
Tabela 7.2.1 – Equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0008	58
Tabela 7.3 – Resultados obtidos de C_p ao longo da superfície do extradorso do perfil NACA0012, com a variação de AOA	60
Tab. 7.3.1 – Equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0012.....	61
Tabela 7.4 – Resultados obtidos de C_p ao longo da superfície do extradorso do perfil NACA0016, com a variação de AOA	63
Tabela 7.4.1 – Equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0016.....	64
Tabela 7.5 – Resultados obtidos de C_p ao longo da superfície do extradorso do perfil NACA0020, com a variação de AOA	66

Tabela 7.5.1 – Equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0020..... 67

Tabela 8.1 – Comparação entre os resultados obtidos através do uso da teoria potencial e os resultados obtidos experimentalmente e tabulados pelo ABBOTT 75

ÍNDICE

1 INTRODUÇÃO	1
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	2
2.1 GELO EM VÔO.....	2
2.1.1 Efeitos do gelo em voo	5
2.1.2 Efeitos do gelo no desempenho da aeronave	10
2.2 DESCRIÇÃO DO PROCESSO FÍSICO DE FORMAÇÃO DO GELO	11
2.3 MODELOS MATEMÁTICOS E COMPUTACIONAIS	16
3. SISTEMAS DE PROTEÇÃO CONTRA GELO EM VÔO	21
3.1 SISTEMAS DE PREVENÇÃO E ELIMINAÇÃO DE GELO EM VÔO.....	21
3.1.1 Sistemas de proteção de gelo a ar quente	22
3.1.2 Sistema de proteção de gelo com resistências elétricas	23
3.1.3 Sistemas de proteção de gelo com líquidos anti-congelantes	23
3.1.4 Sistemas pneumáticos de proteção contra gelo.....	24
3.2 SUPERFÍCIES NÃO PROTEGIDAS.....	25
3.3 TIPOS DE SISTEMAS DE PROTEÇÃO CONTRA GELO.....	26
3.3.1 Vantagens e desvantagens dos sistemas automáticos e manuais.....	26
3.4 DETECÇÃO DO GELO	27
3.4.1 Princípio de operação do detector tipo <i>Magneto-Strictive</i>	28
3.4.2 Análise da localização do detector de gelo	28
4. MOTIVAÇÃO DO ESTUDO DESENVOLVIDO	30
4.1 MECANISMO DE FORMAÇÃO DE GELO NÃO DETECTÁVEL.....	35
4.2 O FENÔMENO DA NÃO DETECTABILIDADE	38
4.3 ANÁLISE DO CAMPO DE ESCOAMENTO	40
4.3.1 Escoamento Potencial.....	40
4.3.2 Escoamento Viscoso.....	41

4.3.3	Comparação entre as teorias Potencial e Viscosa e resultados obtidos experimentalmente em túneis de vento.....	41
4.4	INFLUÊNCIA DA VISCOSIDADE E DA CAMADA LIMITE NA DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO AO REDOR DE UM PERFIL AERONÁUTICO	44
5.	A TEORIA E OS MÉTODOS PARA DETERMINAÇÃO DO COEFICIENTE DE PRESSÃO – C_p	46
6.	AVALIAÇÃO DA INFLUÊNCIA DOS PARÂMETROS DE VÔO E DE PROJETO NO C_p	48
6.1	INFLUÊNCIA DOS PARÂMETROS DE VÔO	49
6.2	INFLUÊNCIA DOS PARÂMETROS DE PROJETO.....	50
7.	MODELAMENTO DO FENÔMENO	53
7.1	PERFIL NACA0004	53
7.2	PERFIL NACA0008	57
7.3	PERFIL NACA0012	60
7.4	PERFIL NACA0016	63
7.5	PERFIL NACA0020	66
8.	COMPARAÇÃO ENTRE OS RESULTADOS.....	68
8.1	COMPARAÇÃO ENTRE OS RESULTADOS OBTIDOS E EXPERIMENTAIS	74
9.	CONCLUSÕES	80
10.	TRABALHOS FUTUROS	82

BILIOGRAFIA.....	83
ANEXO A - REQUISITOS E COMENTÁRIOS:	A1
ANEXO B - AEROFÓLIO E SUA NOMENCLATURA	B1
ANEXO C - ANÁLISE DO CAMPO DE ESCOAMENTO	C1
ANEXO D – RESULTADOS EXPERIMENTAIS.....	D1

1 INTRODUÇÃO

A capacidade de decolar e voar em condições adversas de tempo, atualmente, é um requisito fundamental para todas as aeronaves civis, e com o aumento da frota mundial de aeronaves e da quantidade de vôo, a possibilidade de encontrar nuvens com condições propícias a formação de gelo torna esta habilidade de sobreviver a um encontro com este tipo de nuvem um requisito obrigatório para garantia da segurança de vôo. Para garantir esta segurança a aeronave antes de entrar em operação, passa por uma série de ensaios buscando cobrir todas as condições possíveis de formação de gelo que este poderá encontrar quando entrar em operação. Dentre estes ensaios os testes realizados em túnel de vento dos perfis empregados nas asas e empenagens são extremamente importantes para avaliar o comportamento da aeronave como um todo terá quando encontrar gelo em vôo, e assim elaborar meios de proteger quanto a formação de gelo em vôo.

Foi durante os ensaios de certificação de uma aeronave de transporte, que se teve o primeiro contato com a formação de um gelo até então desconhecido e que além de se formar em uma região além da região protegida, atualmente compreendida até 5% MCA, ocorria de maneira não-detectável.

Baseado neste fato, este trabalho tem como objetivos a elucidação de como e porque que este gelo ocorre de maneira não-detectável bem como estimar a posição e o AOA que este gelo irá ocorrer.

Utilizou-se a teoria potencial para, através do uso do adimensional de *Euler*, comparar as condições encontradas ao redor do detector de gelo e do perfil da asa/empenagem ensaiada determinando-se assim qual o menor AOA para se iniciar a ocorrência deste gelo não detectável bem como a posição onde este irá ocorrer. Para suportar os resultados obtidos teoricamente fez-se a comparação com resultados experimentais obtidos em túnel de vento.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Nuvens com condições propícias a formação de gelo são formadas por gotículas de água sub-resfriada que quando perturbadas pela passagem da aeronave podem congelar e aderir à superfícies externas: asas, fuselagem, ‘radomes’, entrada dos motores, pára-brisas, resultando em muitas penalidades ao desempenho da aeronave. Portanto, algum meio deve ser fornecido às aeronave/tripulação com o objetivo de prevenir que este acúmulo de gelo ocorra em áreas críticas mantendo a segurança do vôo em condições de formação de gelo em vôo.

2.1 GELO EM VÔO

A formação de gelo em vôo se deve à captura de água na fase líquida e sub-resfriada pela superfície da aeronave. O formato e localização do gelo dependem de condições meteorológicas como: temperatura do ar externo (SAT – ‘*Static Air Temperature*’), conteúdo de água no estado líquido (LWC – ‘*Liquid Water Content*’), tamanho das gotas (MVD – ‘*Mean Volumetric Droplet*’), e de fatores específicos da aeronave como: velocidade relativa avião-ar (TAS – ‘*True Air Speed*’), forma da superfície onde ocorre o acúmulo de gelo e atitude de vôo.

Os tipos de gelo formados podem variar dependendo do processo pelo qual ele ocorre, estes processos são: seco, molhado ou uma mistura entre estes dois primeiros processos (Report No. DOT/FAA/CT-88/8-1).

No processo seco, as gotas congelam imediatamente após o impacto, liberam o calor latente de fusão rapidamente, congelando-se no lugar de impacto e mantendo aproximadamente a sua forma. A formação desse gelo tende a mantêm espaços de ar entre as gotas congeladas, resultando em uma camada quebradiça, branca, opaca e de baixa densidade. Na literatura este tipo de gelo é conhecido como Gelo Branco (‘*rime ice*’) conforme mostrado na Figura 2.1.

No processo de acúmulo de gelo denominado molhado, as gotas de água ao colidirem com a aeronave, não liberam o calor latente de fusão rapidamente. As gotas, após o impacto, se deformam e fluem pela superfície da aeronave (no sentido do

escoamento) e entre as formas de gelo acumuladas anteriormente (Figura 2.2). Esta forma recebe a denominação de Gelo Claro (*'clear ice'*), que é mais densa mais brilhosa e translúcida que o Gelo Branco (*'rime ice'*). A formação de gelo *'clear ice'* é a mais perigosa uma vez que é praticamente transparente e difícil de ser vista, mudando a formato do perfil da asa.

Outra formação de gelo que ocorre em vôo é denominada de Gelo Misto (*'mixed ice'*) (Figura 2.3) e que representa uma transição entre as formas *'rime ice'* e *'clear ice'*. Esta formação reúne as características ruins dos tipos anteriores .



Figura 2.1 - Formação de Gelo Branco *'rime ice'*.



Figura 2.2 - Formação de Gelo Claro *'clear ice'*.



Figura 2.3 - Formação de Gelo '*mixed ice*'.

Em geral as condições que favorecem a formação de gelo pelo processo seco são aquelas que possibilitam uma rápida liberação do calor latente das gotículas de água sub-resfriada: temperaturas mais baixas, baixo conteúdo de água líquida e tamanho de gota relativamente pequeno. Por outro lado, altos conteúdos de água na fase líquida e temperatura mais elevada favorecem a formação de gelo pelo processo molhado.

Assim como os parâmetros ligados à atmosfera, a velocidade da aeronave, a forma e tamanho da superfície coletora e a altitude de vôo, influenciam no processo de formação de gelo. Contudo com algumas hipóteses sobre os tamanhos das gotículas esperados nas nuvens e sobre os parâmetros da aeronave podem-se estabelecer as condições aproximadas de temperatura e conteúdo de água na fase líquida que conduzem à formação dos vários tipos de gelo apresentados anteriormente.

Para que ocorra formação de gelo aderente à superfície da aeronave, a umidade deve estar presente no ar resfriado a temperaturas inferiores a 10 °C.

Obs: Gelo pode ocorrer à temperatura pouco acima de 0°C, uma vez que a variação das condições termodinâmicas locais, em cada ponto ao longo do extradorso do perfil aerodinâmico, podem resultar na queda da temperatura local para 0°C ou menos, resultando na formação de gelo nesta região. Porém, quando a temperatura alcança -40 °C ou menos, é geralmente muito baixa para que o gelo se forme aderindo à superfície da aeronave (FAA/AC 20-73A).

A tabela seguinte lista as faixas de temperatura em que normalmente ocorrem as formações de gelo nas formas citadas anteriormente (Report No. DOT/FAA/CT-88/8,1, FAA/AC 20-73A, ZAPAROLI 2004).

Tabela 2.1 - Faixas de temperatura e tipos de gelo formado

Temperatura do ar externo (°C)	Tipo de gelo
0 à -10	' <i>clear ice</i> '
-10 à -15	' <i>mixed ice</i> '
-15 à -40	' <i>rime ice</i> '

Em relação aos efeitos na aeronave, os tipos de formações de gelo podem ser agrupados em: gelo estrutural, que se refere à acumulação de gelo na superfície externa e gelo de indução, que afeta os sistemas de potência (motores, *APUs*, carburadores, etc.).

Uma formação significativa de gelo estrutural pode causar problemas no controle e no desempenho da aeronave podendo criar uma situação em que a tripulação tenha dificuldades em recuperar o controle e em alguns casos extremos, não ser mais capaz de sair desta situação causando um acidente (FAA/AC 25.1419-1A, BUCK 2002 e LEARMOUNT 2005).

2.1.1 Efeitos do gelo em voo

O gelo, em uma aeronave, afeta seu desempenho e eficiência de muitas formas, Figura 2.4. A formação de gelo aumenta o arrasto e reduz a sustentação, causa vibrações destrutivas e deteriora as indicações dos instrumentos. As superfícies de controle ficam desequilibradas ou congeladas, as fendas fixas ('*Slots*') podem ficar entupidadas e as fendas móveis ('*Slats*') podem ficar inoperantes. A recepção de rádio fica prejudicada e o desempenho do motor é degradado.

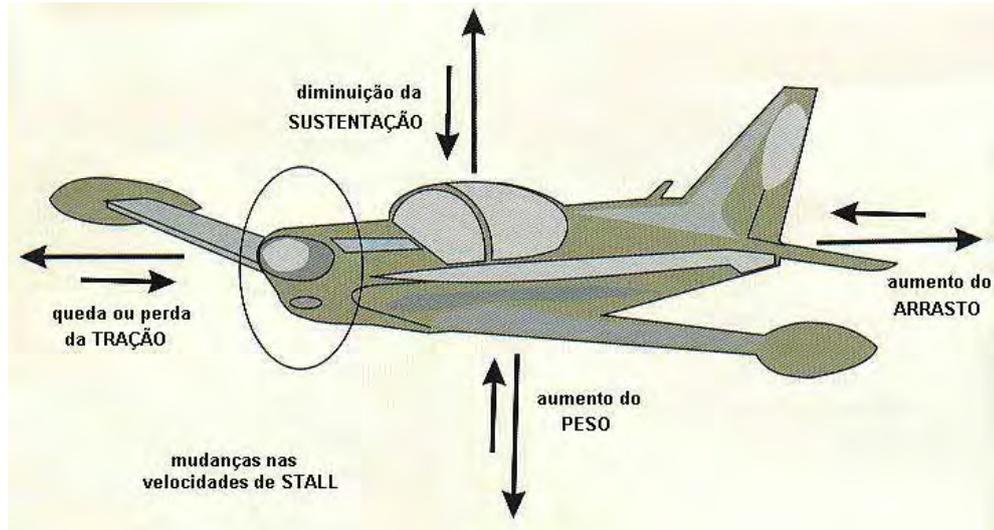


Figura 2.4 - Efeitos da formação de gelo na superfície sobre o desempenho da aeronave.

O gelo do tipo estrutural pode ainda bloquear o tubo de *'pito'* e as tomadas estáticas, e causar a ruptura das antenas da aeronave, provocando a perda e/ou recebimento de indicações errôneas de instrumentos essenciais ao vôo, como o indicador de velocidade, altímetro e perda de comunicação e capacidade de navegação por rádio.

Os aspectos mais perigosos da ocorrência do gelo estrutural devem-se aos efeitos aerodinâmicos que eles ocasionam, devido ao fato que este muda a forma do perfil da asa. Isto causa problemas de controle, muda o ângulo de ataque no qual a aeronave entra em *'stall'*, aumentando significativamente a velocidade de *'stall'* de baixa velocidade e diminuindo o *MACH* de divergência. Este gelo reduz a sustentação de uma asa enquanto aumenta o arrasto várias vezes.

Na Figura 2.5, nota-se que a presença de gelo aderido à superfície de uma asa degrada seu desempenho aerodinâmico reduz a sustentação, aumenta o arrasto e altera as velocidades de *'stall'* (Report No. DOT/FAA/CT-88/8-1, FAA/AC 20-73A e ZAPAROLI 2004).

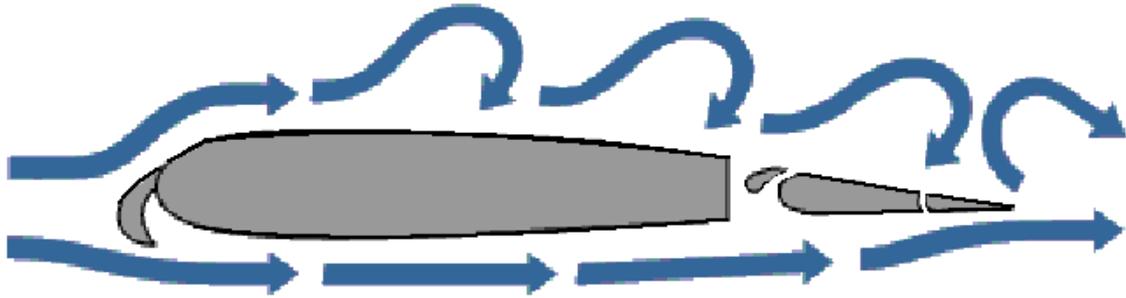


Figura 2.5 - Efeito da camada de 'clear ice' ou 'mixed ice' no escoamento junto a superfície de uma asa.

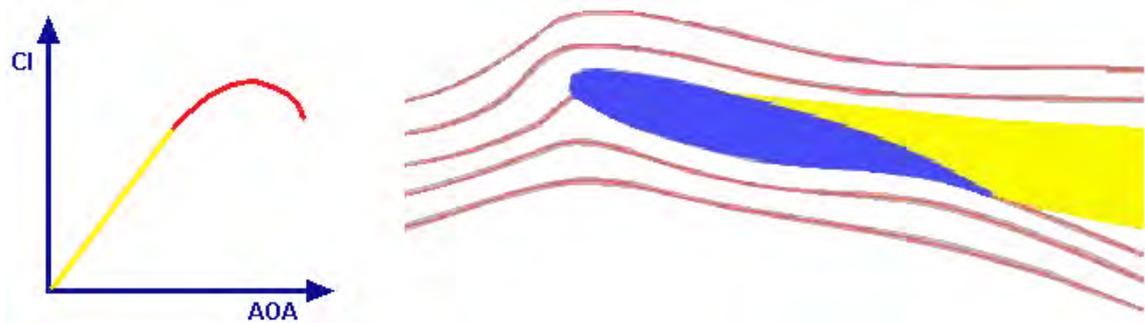


Figura 2.6 - Curva C_l Vs. AOA, normal de um perfil de asa e região de descolamento da camada limite.

Em uma situação normal (perfil limpo), Figura 2.6, o coeficiente de sustentação (C_l – 'Coefficient of Lift') varia linearmente com o ângulo de ataque AOA ('Angle of Attack') até o início do descolamento da camada limite. A curva do coeficiente de sustentação apresenta um valor máximo e posterior queda, devido ao descolamento completo da camada limite ('stall').

Quando a superfície da asa está contaminada com gelo, o coeficiente de sustentação máximo é reduzido, como apresentado na Figura 2.7, onde a curva amarela (perfil limpo) deteriora-se para a curva vermelha (perfil com gelo). A seta vertical em azul (apontando para baixo) indica o valor de AOA onde dispara um alarme de 'stall' adequado para as condições de perfil limpo. No caso de um perfil com gelo, o alarme fica totalmente inexpressivo, disparando após a ocorrência do 'stall'.

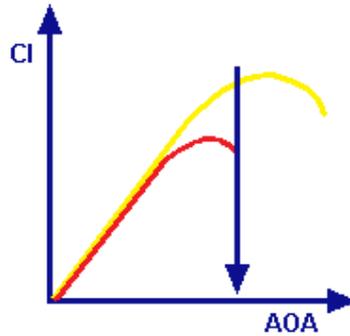


Figura 2.7 - Efeito da formação de gelo na curva Cl Vs. AOA de um perfil de asa.

Adicionalmente, o gelo pode bloquear parcialmente ou limitar as superfícies de controle, restringindo-os o tornando-os ineficazes no controle da aeronave.

Se o peso adicional do gelo acumulado for muito grande, a aeronave pode perder a capacidade de manter a altitude ou até de se manter no ar.

Pilotos de aeronaves certificadas para voar em condições de formação de gelo devem estar conscientes que, ao voarem em condições severas de formação de gelo, podem estar fora do envelope de vôo em gelo para o qual sua aeronave foi ensaiada e certificada, ou seja, estará enfrentando condições mais severas ou diferentes daquelas nas quais sua aeronave demonstrou ser capaz de suportar (ANEXO A). O termo “formação severa de gelo” está associado a situações onde há uma alta taxa de crescimento de gelo, freqüentemente produzida em condições de alto conteúdo de água na fase líquida sub-resfriada e uma combinação de outros fatores atmosféricos e de vôo. Em adição, a formação de gelo associada à chuva sub-resfriada, chuvisco sub-resfriado, pode acumular com uma taxa acima dos limites do sistema de proteção de gelo (FAA/AC 20-73A, FAA Technical Report ADS-4 e FAA Report of Symposium, Eng and Manuf. Div. Flight Std. Service).

O gelo do tipo estrutural também pode causar problemas nas empenagens (conjunto do leme e estabilizadores situados na parte traseira da aeronave). Perfis com pequenos raios de curvatura no bordo de ataque são mais susceptíveis à formação de gelo do que os que possuem maiores raios de curvatura (FAA/AC20-73A e Report No. DOT/FAA/CT-88/8-1). Por esta razão, a formação de gelo pode começar primeiro nas empenagens do que nas asas e também com uma taxa mais elevada. Uma vez que as tripulações na maioria das aeronaves comerciais de grande porte não podem ver as

empenagens, podem ser pegas de surpresa pela ocorrência súbita do ‘*stall*’. Há registros de gelo nas empenagens sem qualquer gelo visível nas asas.

O ‘*stall*’ das empenagens horizontais ocorre quando o ângulo de ataque crítico é superado, a exemplo da figura 2.7.

Uma vez que a empenagem horizontal atua para impedir a tendência da aeronave em girar, mergulhando o nariz, na sua falha, a aeronave tenderá a oscilar desestabilizando a aeronave, figura 2.8.



Figura 2.8 - Esquema de forças e momentos em uma aeronave.

Outro tipo de degradação da segurança de vôo decorrente da formação de gelo estrutural ocorre quando o gelo na forma de ‘*clear ice*’ ou ‘*mixed ice*’ adquire uma espessura razoável e se desprende da aeronave, seja pela atuação dos sistemas de proteção (‘*de ice systems*’) ou pelo próprio escoamento aerodinâmico, podendo atingir as empenagens horizontais e/ou os motores (quanto fixados na parte traseira da aeronave) danificando-os, como ilustrado na figura 2.9.

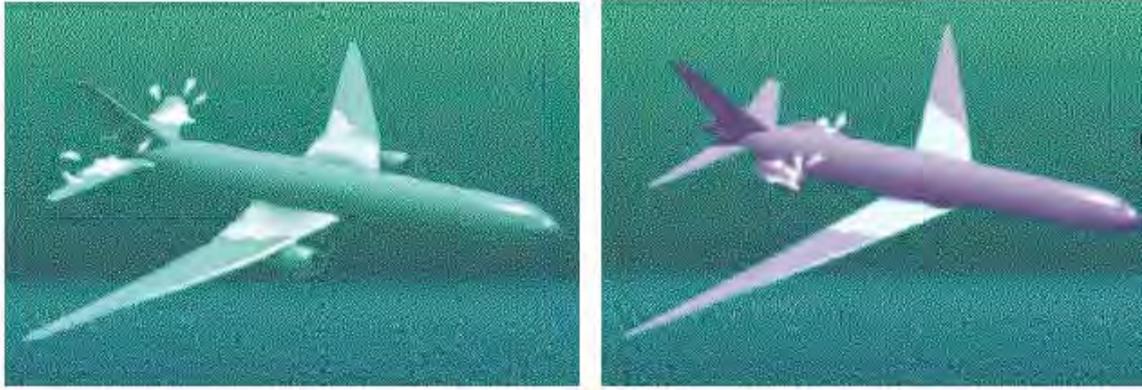


Figura 2.9 - Impacto do gelo estrutural liberado da asa nas empenagens e/ou nos motores.

2.1.2 Efeitos do gelo no desempenho da aeronave

A figura 2.10 a seguir apresenta de forma qualitativa a diminuição da velocidade da aeronave e o aumento da velocidade de 'stall' em função da quantidade de gelo acumulada nas superfícies da aeronave.

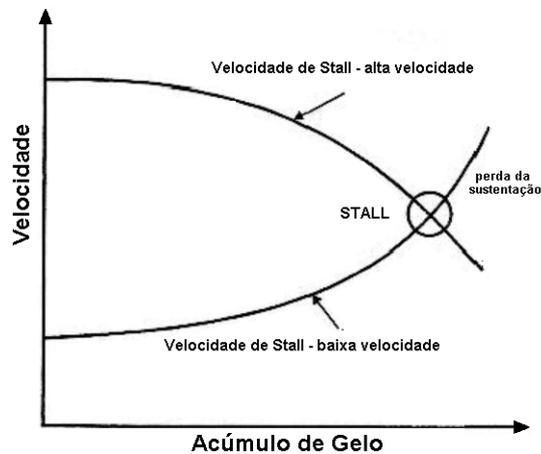


Figura 2.10 - Gráfico qualitativo referente à variação das velocidades de 'stall' em função do acúmulo de gelo.

A Figura 2.11 apresenta o efeito da formação do gelo no bordo de ataque no coeficiente de sustentação - C_l de um perfil NACA 0012.

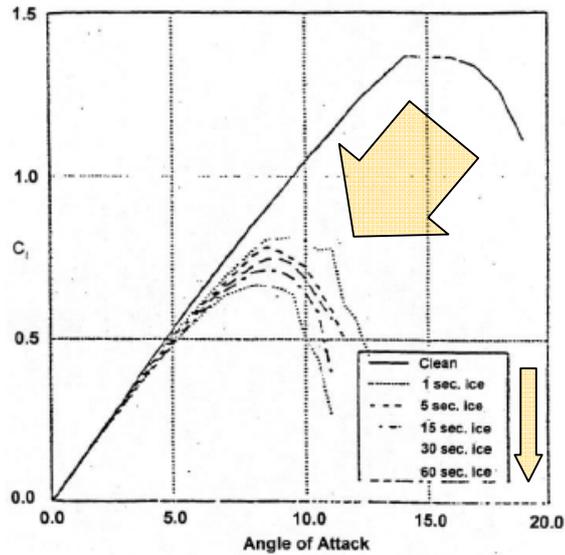


Figura 2.11 - Efeito da formação do gelo no bordo de ataque no coeficiente de sustentação de um perfil NACA 0012.

Pode-se notar que quanto maior o tempo de exposição à formação de gelo menor o valor de C_l obtido respectivamente.

2.2 DESCRIÇÃO DO PROCESSO FÍSICO DE FORMAÇÃO DO GELO

Em vôo, a formação de gelo é causada pelo impacto das gotículas de água sub-resfriadas, contidas nas nuvens (que estão em condição metaestável), com as superfícies da aeronave. Essas gotículas seguem trajetórias que se chocam com a superfície da aeronave, ou são desviadas seguindo o escoamento aerodinâmico. Quando as gotículas são relativamente pequenas, suas trajetórias estão mais próximas das linhas de corrente e a área de impacto e formação de gelo fica restrita somente à vizinhança do ponto de estagnação na superfície do bordo de ataque (figura 2.12). Em gotículas maiores, a diferença entre a trajetória da gotícula e a linha de corrente aumenta, isto é, mais gotículas se chocam com a superfície da aeronave cobrindo uma maior área de ‘*Impingement*’ na frente do perfil (figura 2.13), resultando em uma maior extensão de formação de gelo (FAA/AC 20-73A, FAA Technical Report ADS-4 e FAA Report of Symposium, Eng and Manuf. Div. Flight Std. Service).

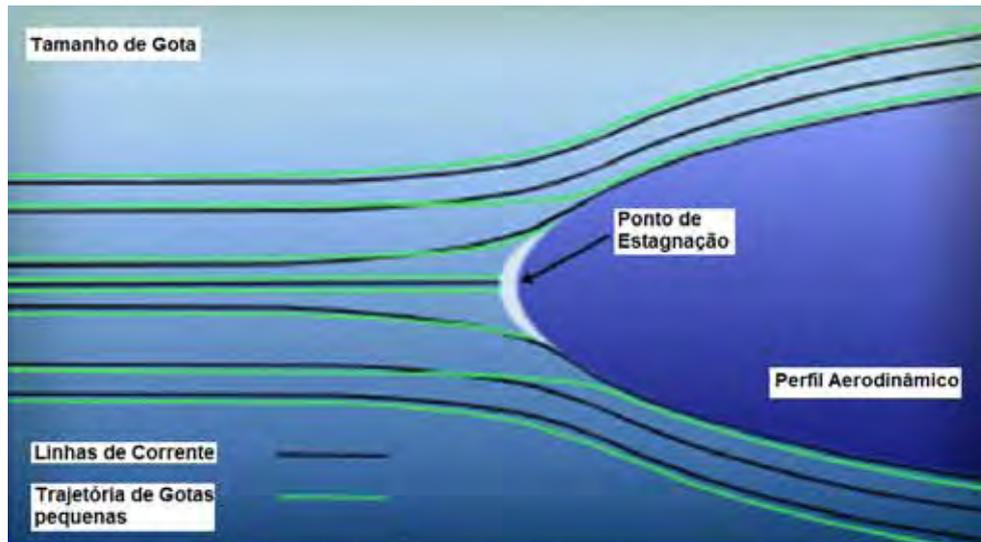


Figura 2.12 - Linhas de corrente e trajetórias para pequenas gotículas de água.

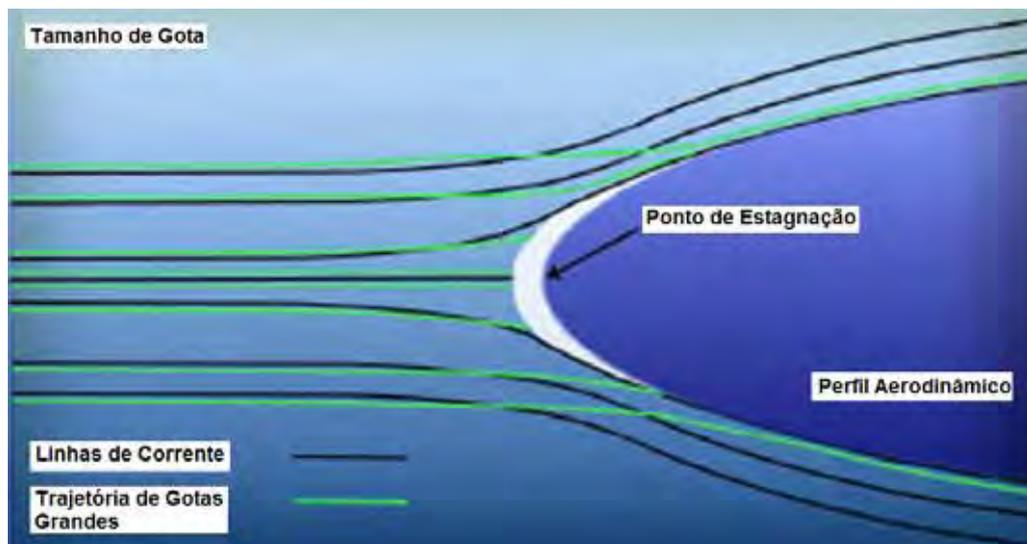


Figura 2.13 - Linhas de corrente e trajetórias pra grandes gotículas de água.

A condição para que estas gotículas permaneçam neste estado metaestável é a inexistência de uma superfície ou partícula sólida dando início à formação dos cristais de gelo (nucleação). No impacto com a superfície da aeronave, estas gotículas se aderem à superfície sólida, solidificando instantaneamente ou escoando para trás, arrastadas pelo escoamento aerodinâmico, podendo se congelar em regiões distantes do ponto de impacto, caso encontrem locais onde a temperatura seja suficientemente baixa para que este filme de água congele.

A forma e localização do gelo acumulado em vôo dependem de fatores meteorológicos, características geométricas do projeto da aeronave e de parâmetros ligados a configuração de vôo.

Os principais modos de transferência de energia durante a formação de gelo em um aerofólio são apresentados na Figura 2.14. A energia é fornecida a um determinado volume de controle – VC, e é, em sua grande maioria, decorrente da liberação do calor latente das gotículas, e em menores quantidades pelo aquecimento aerodinâmico e pela conversão da energia cinética das gotículas que colidem com a superfície da camada de gelo formada (Report No. DOT/FAA/CT-88/8-1, ZAPAROLI 2004, FAA Technical Report ADS-4 e MESSINGER 1953).

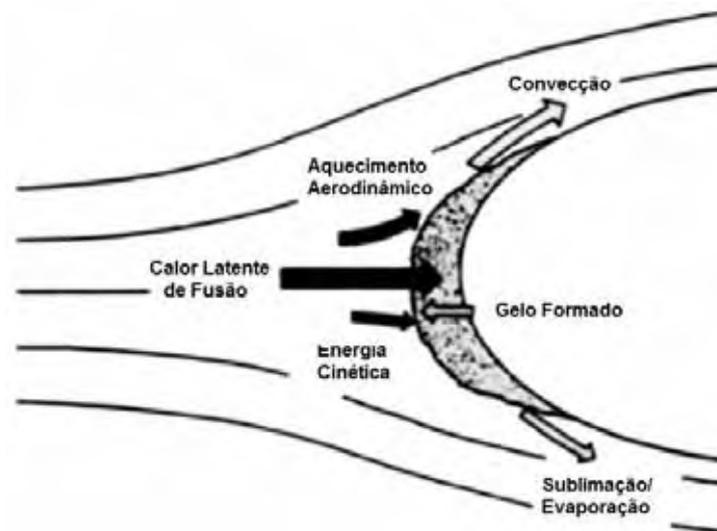


Figura 2.14 - Principais modos de transferência de energia durante o processo de formação de gelo em uma superfície.

Calor é removido de um determinado Volume de Controle – VC, principalmente por convecção e em menor grau por sublimação (quando a superfície está seca) ou por evaporação (quando a superfície está molhada). No volume de controle, quando as gotículas sub-resfriadas (com temperaturas menores que 0°C) se congelam, há um aumento de temperatura com conseqüente absorção de calor.

Por definição considera-se regime permanente o equilíbrio entre a taxa de energia adicionada e a taxa de energia removida de um determinado volume de controle (MESSINGER 1953), sabendo que a liberação de calor latente das gotículas

ao colidirem com o perfil é o principal contribuinte na adição de energia ao VC, e que do mesmo modo a remoção de calor por convecção é o principal fator de retirada desse calor, pode-se aproximar que a temperatura da superfície de impacto das gotículas pode ser obtida através do balanço entre a taxa de liberação de calor latente e a taxa de remoção de calor por convecção para o ar ambiente. Sabe-se que uma diminuição do LWC diminui a taxa de captura de gotículas de água sub-resfriada e conseqüentemente reduz a temperatura dentro do VC. Entretanto, uma redução da SAT aumenta a taxa de remoção de calor por convecção.

Disto resulta que, em ambientes mais frios e com baixos valores de LWC, a temperatura da superfície de impacto das gotículas mantém-se bem abaixo de 0°C e as gotículas se congelam no impacto. Por outro lado, quando a temperatura ambiente está pouco abaixo de 0°C e o valor de LWC é relativamente alto, a temperatura da superfície de impacto das gotículas é pouco menor que 0°C e somente uma parte da água se congela no impacto. A água não congelada é arrastada pelo escoamento aerodinâmico e eventualmente pode se congelar em outras regiões ao longo do perfil.

O processo de formação de gelo branco é relativamente simples, pois a gotículas que se chocam congelam no impacto e permanecem onde incidiram na superfície. Em experimentos, somente é necessário simular as trajetórias das partículas e garantir que a temperatura de impacto seja menor que 0°C . A aparência de gelo “branco” (camada translúcida e rugosa) se deve ao aprisionamento de ar nos interstícios das gotículas congeladas e à sua superfície, figura 2.15.

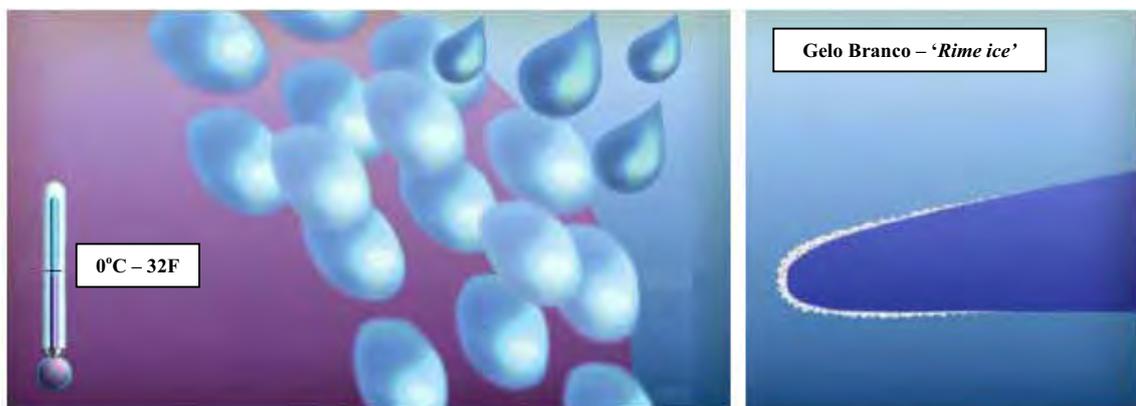


Figura 2.15 - Processo de formação de gelo branco (*rime ice*).

O processo de crescimento do gelo ‘*rime ice*’, por ser menos complexo, é bem conhecido, permitindo sua simulação computacional e também a realização de experimentos de forma mais correta.

A simulação do gelo claro, figura 2.16, é muito mais complexa devido à complexidade de Modelagem do escoamento da parcela de água não congelada no impacto. Resultados de pesquisas recentes indicam que o comportamento do escoamento desta fração de água tem uma influência acentuada na forma dos depósitos de gelo.

O ‘*clear ice*’ tem um aspecto transparente e possui uma densidade $\rho = 917 \text{ kg/m}^3$. Já o depósito de ‘*rime ice*’ possui uma aparência porosa, opaca e leitosa (por isso chamado de gelo branco), com uma densidade menor do que o ‘*clear ice*’ ($\rho = 880 \text{ kg/m}^3$) devido ao ar aprisionado em sua estrutura (FAA Technical Report ADS-4 e FAA Report of Symposium, Eng and Manuf. Div. Flight Std. Service).



Figura 2.16 - Processo de formação de gelo claro (‘*clear ice*’).

Em condições intermediárias, há formação de gelo tipo gelo misto (‘*mixed ice*’).

A seguir a figura 2.17, mostra os 3 tipos de gelo e seu respectivo valor típico de ‘*freezing fraction*’, a ser definido na seqüência.

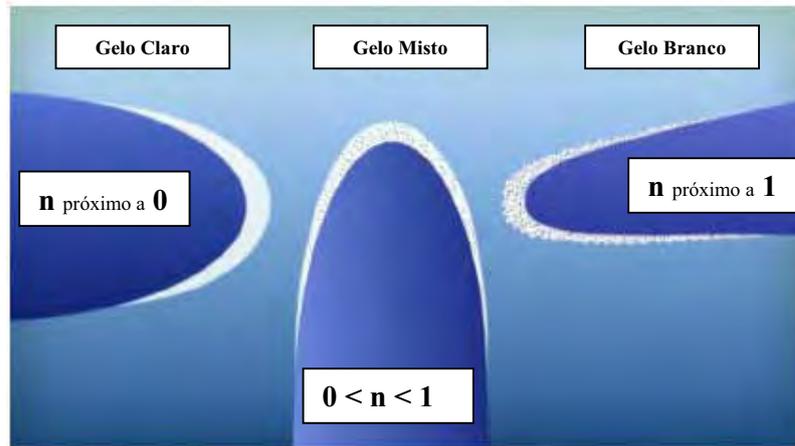


Fig. 2.17 - Três tipos de formação de gelo encontrados em vôo.

A formação de gelo do tipo ‘clear ice’ apresenta fenômenos ainda pouco conhecidos, tornando sua simulação computacional e experimental menos confiável (ZAPAROLI 2004 e SAE ARP-5903).

2.3 MODELOS MATEMÁTICOS E COMPUTACIONAIS

Geralmente, a modelagem matemática do acúmulo de gelo na aeronave é feita dividindo a superfície de depósito (ex: perfil aerodinâmico da asa ou empenagens) em 4 regiões, como indicadas na Figura 2.18 (Report No. DOT/FAA/CT-88/8-1, FAA Technical Report ADS-4, FAA Report of Symposium, Eng and Manuf. Div. Flight Std. Service, SAE ARP-5903 e MESSINGER 1953):

1. Região do escoamento externo: que inclui o escoamento em torno do perfil e a trajetória das gotículas de água;
2. Região de escoamento de água para trás (‘runback water region’);
3. Região sólida;
4. Região de ar quente do sistema anti-gelo (ex: jato de ar quente).

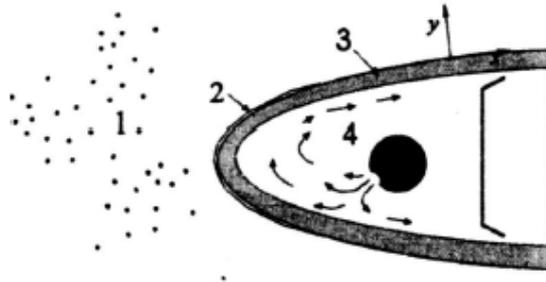


Figura 2.18 - Modelo matemático da formação de gelo: diferentes regiões de estudo.

O acúmulo de gelo ocorre quando as gotículas de água sub-resfriada (temperatura da água no estado líquido abaixo de 0°C) colidem com a superfície da aeronave. Após o impacto, as gotículas de água podem congelar completa ou parcialmente. A porção de água que congela libera calor latente de fusão que tende a aquecer o gelo anteriormente depositado e a superfície de impacto (bordo de ataque das asas/empenagens, radome, etc.). Essa tendência de aquecimento é contrabalançada pela perda de calor por convecção para o ar ambiente. Desta forma, a temperatura na região de impacto é resultado de um balanço de energia entre a taxa de calor latente liberado e a taxa de transferência de calor para o ambiente externo.

Em situações de temperaturas muito baixas e de baixos valores de LWC, a temperatura do gelo depositado permanece muito inferior a 0°C, fazendo com que as gotículas que colidem com esta superfície congelem-se instantaneamente, formando o *'rime ice'*. Em outros casos, quando o LWC é elevado e/ou a temperatura do gelo acumulado é pouco abaixo de 0°C, somente uma parte das gotículas que colidem se congela após o impacto, formando o *'mixed ice'* ou *'clear ice'*.

A equação (2.1) e a Figura 2.19 a seguir mostram o modelo de conservação de massa aplicado a um determinado Volume de Controle (região na superfície do aerofólio).

$$\dot{m}_c + \dot{m}_{rin} - \dot{m}_e - \dot{m}_{rout} = \dot{m}_i \quad (2.1)$$

Onde:

\dot{m}_c - fluxo mássico de água líquida incidente;

\dot{m}_{rin} - fluxo mássico de *'runback water'* proveniente do volume de controle anterior;

\dot{m}_e - fluxo mássico de água que se evapora e deixa o volume de controle;

\dot{m}_{rout} - fluxo mássico de 'runback water' que adentra o próximo volume de controle;
 \dot{m}_i - fluxo mássico de água que se congela (deixa o volume de controle).

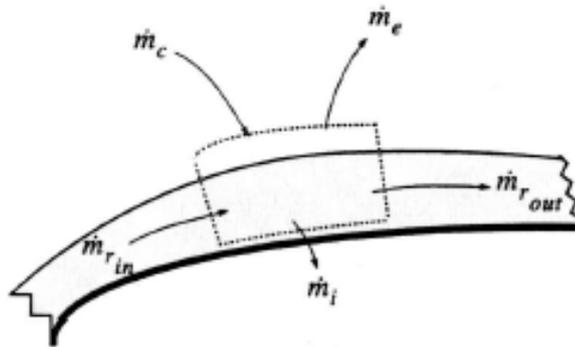


Figura 2.19- Balanço de massa para determinação da taxa de acúmulo de gelo.

De posse desse modelo, em 1951 *F. H. Ludlam* (JACKSON AIAA 2001-0679) propôs uma relação entre a quantidade de água disponível e a quantidade de água que se congela em um determinado CV (ponto da superfície do aerofólio) o que chamou de Fração de Congelamento ('Freezing Fraction'), Figura 2.20 e Eq. (2.2).

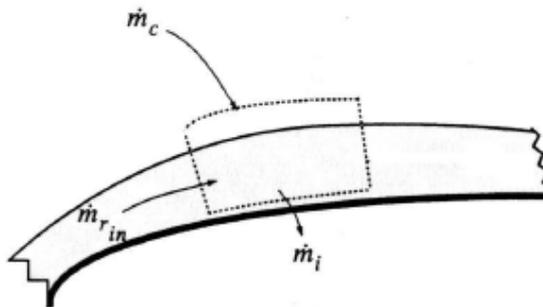


Figura 2.20 - Fração de congelamento de água em um dado Volume de Controle – VC.

$$n = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_{rin} + \dot{m}_c} \quad (2.2)$$

Quando o valor de $n = 1$ significa que $m_{rout} = 0$, ou seja, não há 'runback water' para o próximo volume de controle (escoamento de água para trás), este ponto indica que toda a quantidade de água que entra no VC se transforma em gelo, este ponto é conhecido como 'Ludlam Limit' e o gelo típico proveniente desta condição é 'rime ice' (MESSINGER 1953, JACKSON AIAA 2001-0679 e SAE AIR-5504).

Para valores de fração de congelamento $0 < n < 1$, tem-se uma parcela da água líquida incidente que não congela dentro do VC, e escoar em direção ao próximo volume de controle (VC + 1) contribuindo positivamente para o seu balanço de massa (correspondendo ao termo mr_{out}). Assim sendo, quanto mais próxima fração de congelamento (n) de ZERO, maior será a quantidade de massa de água “escorrendo” para o próximo VC (MESSINGER 1953 e JACKSON AIAA 2001-0679).

Tipicamente valores de n entre 0 e 1 tem-se a formação do gelo tipo ‘*mixed ice*’ que é uma combinação dos 2 outros tipos ‘*clear ice*’ ($n = 0$) e ‘*rime ice*’ ($n = 1$)’.

Quando $n = 1$ (‘*Ludlan Limit*’), a troca de calor por convecção com o ar ambiente é capaz de remover todo o calor latente liberado no congelamento das gotículas de água que colidem com a superfície da aeronave (MESSINGER 1953).

Em contrapartida, a ocorrência de ‘*runback water*’ ($n < 1$) está associada a alto conteúdo de água (LWC). Para altos valores de LWC, a taxa de perda de calor por convecção é insuficiente para remover todo o calor latente liberado se toda a porção de água líquida se congelasse (MESSINGER 1953 e JACKSON AIAA 2001-0679).

A seguir na figura 2.21, mostrada um desenho esquemático com a interdependência entre a Fração de Congelamento (n) e a Temperatura local do Ar Estático (SAT – ‘*Static Air Temperature*’) (JACKSON AIAA 2001-0679).

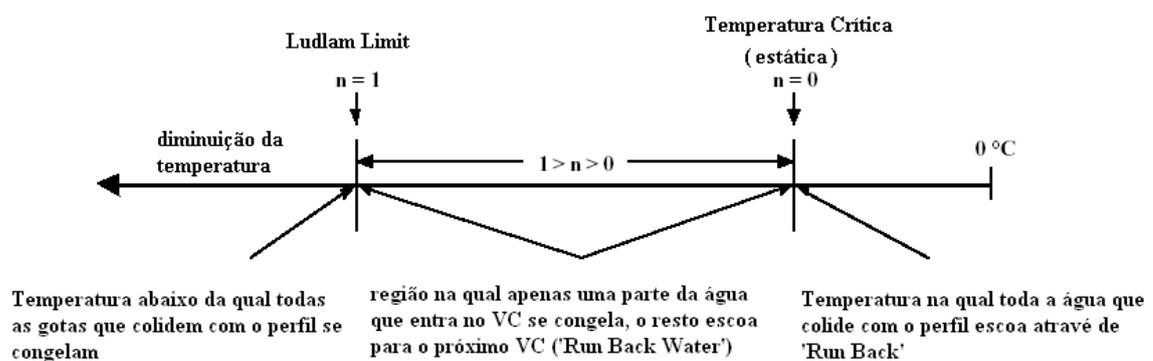


Figura 2.21 - Fração de congelamento (n) Vs. Temperatura local estática do Ar (SAT).

A água que escorre para trás (‘*runback water*’) tende a se congelar em local diferente daquele da posição de impacto e formar o ‘*clear ice*’, com o desenvolvimento de estruturas bastante complexas. No caso bidimensional, o gelo

acumulado forma protuberâncias semelhantes a chifres (*'horns'*) que se acoplam ao perfil (figura 2.22). Na forma tridimensional, o *'mixed ice'* e/ou *'clear ice'* se desenvolve em estruturas verticais que lembram a cauda da lagosta (*'lobster tail'*), conforme mostra a figura 2.23.

A região de *'runback water'* possui influência sobre a estrutura do gelo que se acumula na aeronave (SAE ARP-5903).

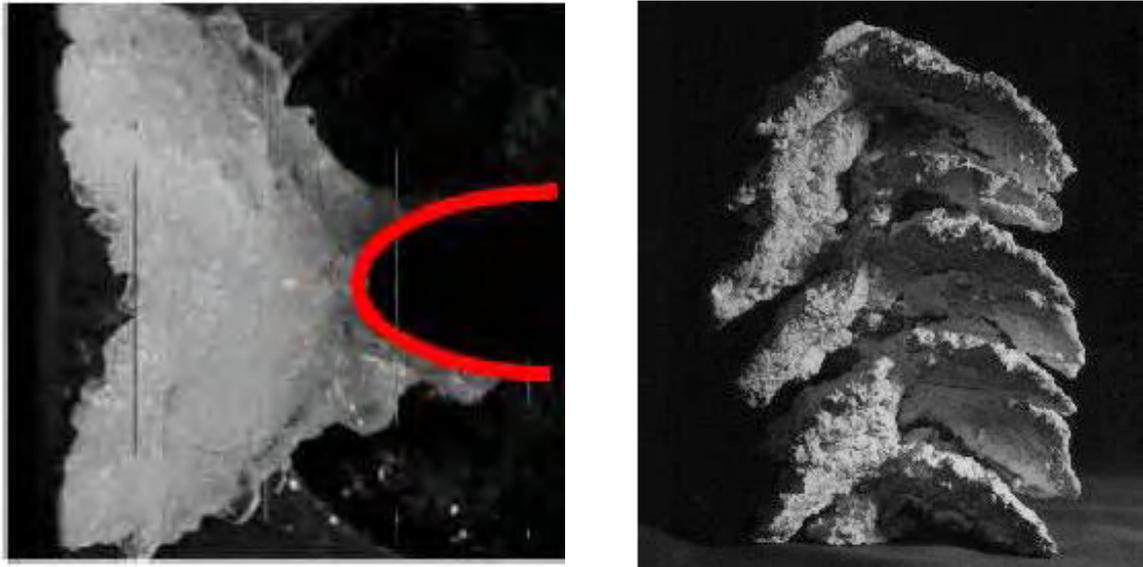


Figura 2.22 - Simulação da formação de gelo em túnel de vento: estrutura 2D em formato de *'horns'* e 3D e forma de *'lobster tails'*).

Para simular os efeitos do acúmulo de gelo no desempenho da aeronave, podem ser utilizados, métodos experimentais e/ou computacionais. Entre os métodos experimentais tem-se a simulação do processo de acúmulo do gelo nos ensaios em vôo e em túnel de vento.

Nos ensaios em túnel de vento, o gelo é formado a partir de uma barra com bicos injetores, que geram gotículas de água com diâmetro e concentração similares àquelas encontradas nas nuvens, a uma temperatura abaixo de 0°C, é garantida resfriando o fluxo de ar seco que arrasta essas gotículas (geração da água sub-resfriada) (FAA/AC 2073A e FAA/AC 52.1419-1A).

Grandes partes dos resultados experimentais disponíveis sobre formação de gelo são obtidas a partir de ensaios realizados nos túneis de vento nos Estados Unidos (ex. ITR – NASA – *'Icing Research Tunnel'*) (Report No. DOT/FAA/CT-88/8-1).

3. SISTEMAS DE PROTEÇÃO CONTRA GELO EM VÔO

Como apresentado anteriormente o gelo acumulado na superfície de uma aeronave afeta seu desempenho de inúmeras formas, para reduzir estes efeitos, a aeronave deve possuir dispositivos para detecção e proteção contra a formação deste gelo.

3.1 SISTEMAS DE PREVENÇÃO E ELIMINAÇÃO DE GELO EM VÔO

Para que uma aeronave seja certificada (ANEXO A) para voar em condições atmosféricas de formação de gelo, esta deve possuir equipamentos de detecção e proteção contra gelo. Os métodos usados para prevenir a formação de gelo (anti-gelo – ‘*anti-icing*’) ou para eliminar o gelo formado nas superfícies críticas (degelo – ‘*deicing*’) variam de acordo com o fabricante e modelo da aeronave. A seguir, tabela 3.1, são mostrados alguns métodos normalmente utilizados na prevenção e eliminação de gelo em vôo.

Tabela 3.1 – Métodos de ‘*anti-icing*’ e ‘*deicing*’ utilizados.

Anti-gelo – ‘<i>Anti Icing</i>’	Degelo – ‘<i>deicing</i>’
Ar quente – ‘ <i>hot beed air</i> ’	Painéis Expansíveis – ‘ <i>pneumatic boots</i> ’
Aquecimento elétrico – ‘ <i>electric heat</i> ’	Impulso Elétrico – ‘ <i>electro - impulsive</i> ’
Aquecimento por gases de exaustão – ‘ <i>exhaust heat</i> ’	Pulso Elétrico – ‘ <i>electro - expulsive</i> ’
Diminuição do ponto de congelamento – ‘ <i>freezing point depressantes</i> ’ e ‘ <i>anti-icing fluids</i> ’	Impulso Pneumático – ‘ <i>pneumatic impulse</i> ’
	Sistema de Microondas – ‘ <i>microwave system</i> ’
	Diminuição do Ponto de Congelamento – ‘ <i>freezing point depressantes – (anti-icing fluids)</i> ’
	Ar Quente – ‘ <i>hot beed air</i> ’

3.1.1 Sistemas de proteção de gelo a ar quente

Os sistemas a ar quente, figura 3.1, são usados na maioria dos aviões de transporte devido à disponibilidade de ar quente do sistema de *'bleed'* (sangria de ar a alta pressão e temperatura da turbina de propulsão) e, também devido à eficiência e confiabilidade deste sistema, os sistemas a ar quente são usados como anti-gelo e degelo nos bordo de ataque e painéis das asas e dispositivos de aumento de sustentação (*'high lift devices'*), superfícies das empenagens, entradas dos motores e tomadas de ar, radomes. Quando o *'bleed'* não pode suprir a vazão ou a temperatura de ar necessário, utiliza-se um sistema onde a fonte de ar quente é um trocador de calor ou outra fonte de calor em separado (ex. APU – *'Auxiliary Power Unit'*).



Figura 3.1 - Superfícies de um avião, protegidas pelo sistema de ar quente.

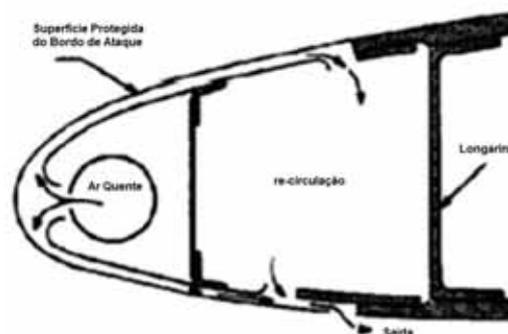


Figura 3.2 - Esquema de proteção utilizando ar quente, asas e empenagens.

Na figura 3.2 uma tubulação fornece o ar quente que é injetado na direção do bordo de ataque por pequenos furos. O ar circula junto à parede do bordo de ataque por um canal de paredes duplas aquecendo-os antes de escapar para a atmosfera.

3.1.3 Sistema de proteção de gelo com resistências elétricas

O aquecimento elétrico é usado mais freqüentemente nos sistemas de degelo que nos sistemas anti-gelo devido à alta potência necessária para sua operação contínua. Geralmente são concebidos e testados por vários ciclos de atuação, resultando em um sistema mais efetivo com o mínimo consumo de potência.

Devido ao alto consumo de potência e à menor confiabilidade que os sistemas a ar quente, o sistema com energia elétrica é utilizado somente em proteções de pequenas áreas, tais como no pára-brisa do *'cockpit'*, hélice, tubos de *Pitot*, tomadas estáticas, antenas de rádio, tomadas de ar, radomes, sensores de gelo e de ângulo de ataque e em alguns casos nos estabilizadores horizontais (empenagens horizontais).

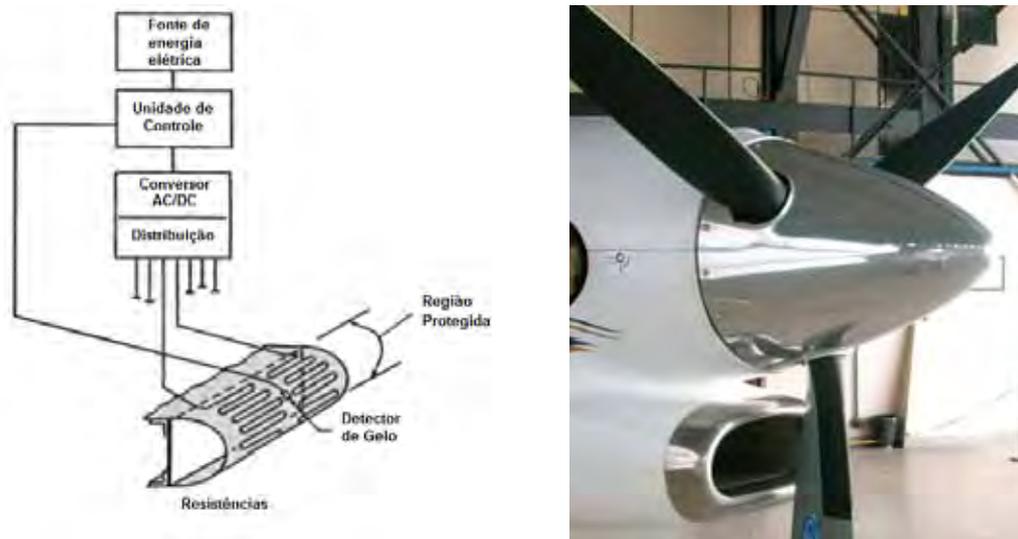


Figura 3.3 - Hélice com sistema de proteção contra gelo por aquecimento elétrico.

3.1.4 Sistemas de proteção de gelo com líquidos anti-congelantes

Vários métodos foram concebidos para aplicação dos fluidos redutores do ponto de fusão, como: glicol, álcool ou mistura destes com outros produtos químicos,

geralmente são usados como proteção contra a formação de gelo em painéis de asa, pára-brisas, entradas das turbinas e hélices

Para superfícies grandes, figura 3.4, tem-se utilizado um material poroso pelo qual o líquido é alimentado sob pressão. Para áreas como o pára-brisa e hélice usam-se pulverizadores e anéis.

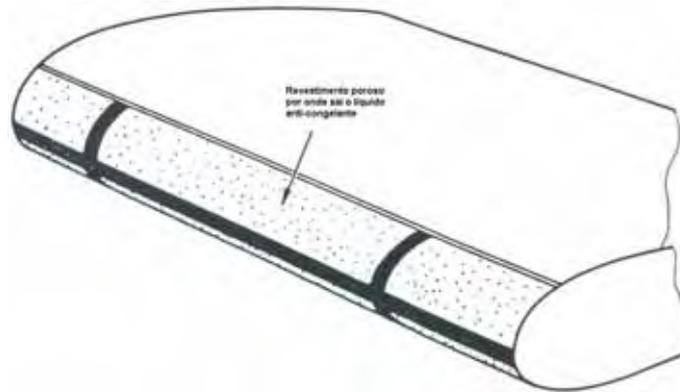


Figura 3.4 – Desenho esquemático de um sistema de degelo do bordo de ataque com líquido.

Estes sistemas com líquido podem ser usados como sistemas de anti-gelo e degelo de superfícies. A quantidade de líquido que precisa ser transportado impõe uma limitação no uso destes sistemas. Outro problema está relacionado com a regulação do fluxo de líquido por pequenos orifícios que estão sujeitos a entupimento.

3.1.5 Sistemas pneumáticos de proteção contra gelo

Os sistemas com bolsas expansíveis, chamados de '*boots*', figura 3.5, têm sido intensivamente utilizados em aviões com motores a pistão e em avião a turbina de pequeno porte como sistemas de degelo.

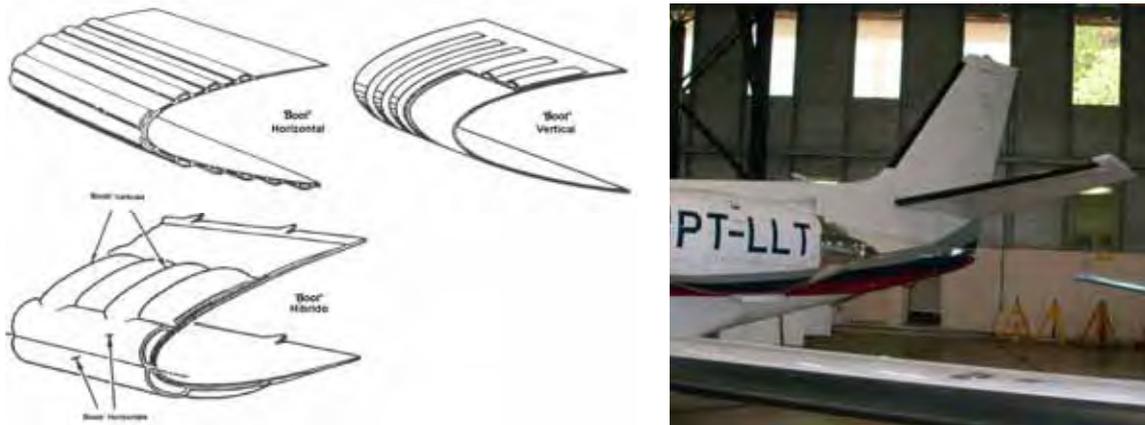


Figura 3.5 - Sistemas pneumáticos de degelo com painéis expansíveis para o bordo de ataque de uma asa.

Estes painéis expansíveis são usados com bons resultados nos bordos de ataque de asas e empenagens, não sendo adequados para uso na entrada das turbinas onde a ingestão do gelo pode causar problemas e em hélices onde causa desbalanceamento.

3.2 SUPERFÍCIES NÃO PROTEGIDAS

Como a aeronave não pode ser totalmente protegida, logo haverá superfícies nas quais haverá acúmulo de gelo, ou seja, superfícies expostas sem nenhum meio de proteção contra gelo, com o isso a escolha dessas superfícies é de extrema importância. Estas superfícies não protegidas somente serão aceitas como não protegidas, quando demonstrarem que na eventual ocorrência de gelo estas não resultem em efeitos danosos e perigo a segurança de vôo.

Para estabelecer a tolerância da aeronave ao acúmulo contínuo de gelo em superfícies não protegidas, vôos de teste geralmente são conduzidos em condições reais de formação de gelo por um período representativo das condições de vôo. As condições a serem ensaiadas devem cobrir: configurações da aeronave (*'flaps'*, *'slats'*, etc.) e faixas de velocidades. Recomenda-se que os testes incluam uma exposição contínua de pelo menos 45 minutos. Se as características de controle se deteriorar abaixo dos limites especificados de estabilidade e controle, as limitações da aeronave

devem ser registradas estabelecendo o tempo máximo permanência. Uma nota de precaução deve ser inserida no manual de voo da aeronave ('AFM - *Airplane Flight Manual*') para alertar ao piloto que, durante prolongada exposição a condições formadoras de gelo, o gelo pode se acumular em superfícies não protegidas não visíveis ao piloto, e estas podem levar a um acidente.

3.3 TIPOS DE SISTEMAS DE PROTEÇÃO CONTRA GELO

Quando uma aeronave é certificada para operar em condições de formação de gelo, deve ser dada importância ao tipo de sistema que se deseja utilizar. Três tipos de '*Ice Detection System*' podem ser utilizados, são eles (SAE AIR-4367, FAA/AC 25.1419-1A e JACKSON AIAA 2001-0398):

- '*Advisory Ice Detection System*' (AIDS) – a tripulação ativa o sistema de proteção baseado em um procedimento descrito no AFM (baseado na medida de temperatura estática externa e uma visualização da formação de gelo). O piloto é o responsável por reconhecer as condições de formação de gelo e ativar os sistemas de proteção.
- '*Primary Manual Ice Detection System*' (PMIDS) – O detector de gelo provê a indicação de condições de formação de gelo. O piloto deve manualmente ativar o sistema uma vez que o sinal do detector esteja ativado.
- '*Primary Automatic Ice Detection System*' (PAIDS) – O detector provê a indicação de formação de gelo. O sistema de proteção é ativado automaticamente pelo sinal do detector de gelo. A tripulação só recebe o aviso alertando que o sistema foi ativado.

3.3.1 Vantagens e desvantagens dos sistemas automáticos e manuais

O custo inicial de um sistema automático de detecção é bem maior, comparativamente ao sistema manual, pois para garantir a confiabilidade do sistema automático este deverá utilizar 2 sensores (no sistema manual, apenas 1 sensor é satisfatório). Custos adicionais devem ser computados devido à integração deste

sistema automático à aeronave. Desconsiderando estes custos iniciais, existem muitos benefícios que um sistema automático pode trazer, sendo o mais importante a economia de combustível. De acordo com dados da ‘*National Committee for Aeronautics*’ (NACA) o uso do critério “Temperatura Externa à 10°C e indícios de formação de gelo” demonstrou que a formação de gelo realmente ocorre em menos de 23% das ocorrências (Folder BFGoodrich), o que comprova que em muitas ocasiões, o sistema é acionado sem necessidade, provocando aumento no consumo de combustível. Outra vantagem, é a diminuição do carga de trabalho da tripulação (‘*workload*’), que não terá mais que ficar monitorando a temperatura e observação se há ou não a formação de gelo, e que é muito afetado quando operando a noite.

3.4 DETECÇÃO DO GELO

A detecção do gelo logo no início da formação é muito importante, reduzindo os possíveis impactos adversos que este acúmulo poderá ocasionar na aeronave.

Isto é um problema maior em grandes aviões onde o gelo em algumas regiões é difícil de ser visto. A familiaridade com o desempenho da aeronave também ajuda em reconhecer efeitos advindos do gelo: maior potencia para manter a velocidade de cruzeiro, redução da controlabilidade, maiores esforços, oscilações e vibrações nos controles (‘*buffeting*’).

Os instrumentos para detecção de gelo têm como objetivo sinalizar ao piloto a existência de formação ou condições de formação de gelo durante o voo. Os sistemas de detecção de gelo funcionam segundo 2 diferentes princípios:

- Detecção de condições formadoras de gelo e
- Detecção da formação de gelo.

A sonda detectora de condições formadoras de gelo utiliza os parâmetros de formação (ou combinações destes) como: TAT, SAT, MVD, LWC, etc., para indicar que a aeronave esta submetida a condições de possível formação de gelo. Já os detectores que se utilizam da formação de gelo para indicação, são mais simples, porém são intimamente dependentes do seu formato, localizações na aeronave e de certa quantidade de gelo acumuladas para indicar a presença de gelo.

A tabela a seguir mostra o princípio de funcionamento da maioria dos detectores atualmente usado na detecção de gelo (SAE AIR-4367).

Tabela 3.2 - Tipos de detectores de gelo.

Métodos de detecção de Gelo
Visual – ‘ <i>Visual Cues</i> ’
Obstrução – ‘ <i>Obstruction</i> ’
Diferencial de pressão – ‘ <i>Differential Pressure</i> ’
Calor Latente – ‘ <i>Latent Heat</i> ’
Vibração – ‘ <i>Vibration</i> ’
Microondas – ‘ <i>Microwave</i> ’
Interrupção de Feixe Eletromagnético – ‘ <i>Electromagnetic Beam Interruption</i> ’
Pulso eco – ‘ <i>Pulse Echo</i> ’
Aspiração – ‘ <i>Aspiration</i> ’
Capacitância – ‘ <i>Capacitance</i> ’
Infra-Vermelho – ‘ <i>Infrared</i> ’
Fluxo Térmico – ‘ <i>Thermal Flow</i> ’
ultra-som – ‘ <i>Ultrasonic</i> ’

Atualmente a grande maioria das aeronaves que operam em condições de formação de gelo dispõe de detectores que se utilizam do método vibração, descrito a seguir.

3.4.1 Princípio de operação do detector tipo *Magneto-Strictive*

O detector de gelo ‘*ice detector*’, figura 3.6, mais utilizado e que atualmente equipa praticamente todas as aeronaves, utiliza-se do conceito de Haste de Vibração Axial Ultra-sônica ‘*Ultrasonically Axially Vibrating Probe*’ (Report No. DOT/FAA/CT-88/8-1, Folder BFGoodrich e SAE AIR-4367) para detectar a presença de formação de gelo.

A haste do sensor é feita de um liga de Níquel, montada em uma estrutura onde aproximadamente metade fica exposta ao escoamento e a outra metade fica no interior da estrutura do componente.

Esta haste tem propriedades *Magneto-Strictive*, ou seja, se expande e contrai sob a influência da variação de campo magnético, sendo que este campo magnético é provido por uma bobina montada dentro da estrutura e modulada por um circuito eletrônico que faz com que esta haste vibre de acordo com este campo magnético à 40 kHz. Este circuito de excitação consiste de um '*Magneto-Strictive Oscillator (MSO)*'.

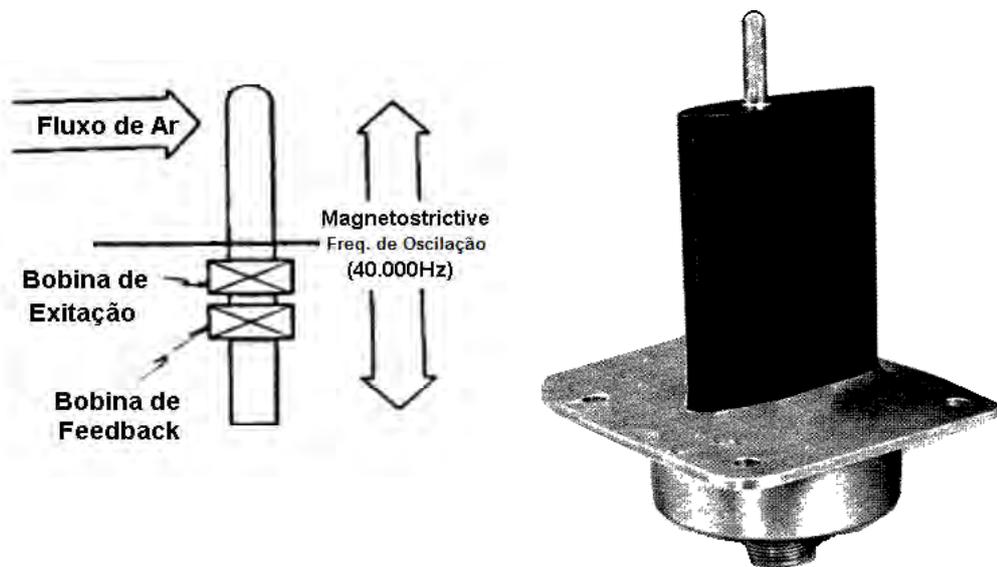


Figura 3.6 – Desenho esquemático de operação e fotografia de um Detector *Magneto-Strictive*, tipicamente utilizado.

Este movimento ultra-sônico é controlado por outra bobina também montada na parte interior do componente, sendo que essa haste ao se movimentar dentro desta outra bobina causa uma variação na sua corrente. Este sinal é comparado ao sinal de referência aplicado na bobina de excitação, gera um sinal de erro que é entendido pelo sistema como sinal de gelo formado no detector.

3.4.2 Análise da localização do detector de gelo

Atendendo as exigências da Autoridade Certificadora durante a campanha de certificação (Anexo A) buscando a segurança da aeronave, é requerido que aeronaves que operem RBHA/*FAR-25* (*FAR 25.1419*, *25.1301* e *25,1309*) possuam 2 detectores (*FAA/AC 25.1419-1A* e *FAA/AC 20-73A*), figura 3.7, sendo que devido a problemas de interferências da fuselagem no fluxo de ar estes geralmente são montados na parte dianteira da aeronave (nariz da aeronave) (*SAE AIR-4367*), sendo um de cada lado, como mostra a figura 3.6.

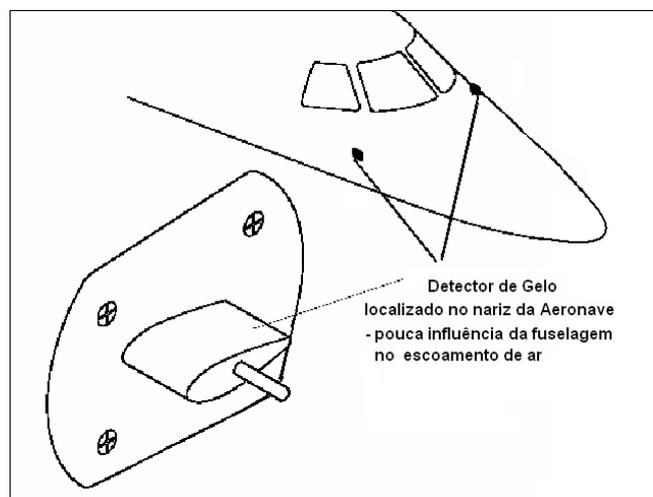


Figura 3.7 – Posicionamento desejável dos detectores de gelo na aeronave.

Esta separação busca minimizar qualquer tipo de evento comum (ex: impacto de pássaro (*'bird-strike'*) ou vôo em condição tal que o fluxo de ar seja igualmente afetado em ambos os detectores), que possam interferir no fluxo de ar.

4. MOTIVAÇÃO DO ESTUDO DESENVOLVIDO

Foi durante o decorrer de ensaios feitos em túnel de gelo, durante a certificação de uma aeronave que ocorreu o primeiro contato com está formação de gelo no momento considerada “estranha”, isso porque nunca antes havia sido vista. Um tipo de gelo se formando em regiões distantes do ponto superior de *'Impingement'* e sem que o detector *Magneto-Strictive* acusasse qualquer sinal de formação de gelo.

Com isso surgiu à idéia e a necessidade de desenvolver um estudo especificamente voltado para explicar o porquê da ocorrência desse gelo, qual o impacto que este traria no desempenho da aeronave e como se pode proteger ou evitar a sua ocorrência em voo.



Figura 4.1 – Fotografias ilustrando a secção de testes do túnel de gelo da IRT/NASA.

A seguir é descrito o ensaio feito no túnel de gelo da IRT/NASA que culminou no aparecimento da formação denominada como “gelo não-detectável”. Neste ensaio utilizou-se um perfil NACA 0012 e um sistema detector formado por um sensor do tipo *Magneto-Strictive*, conforme esquematizado na figura 4.2.

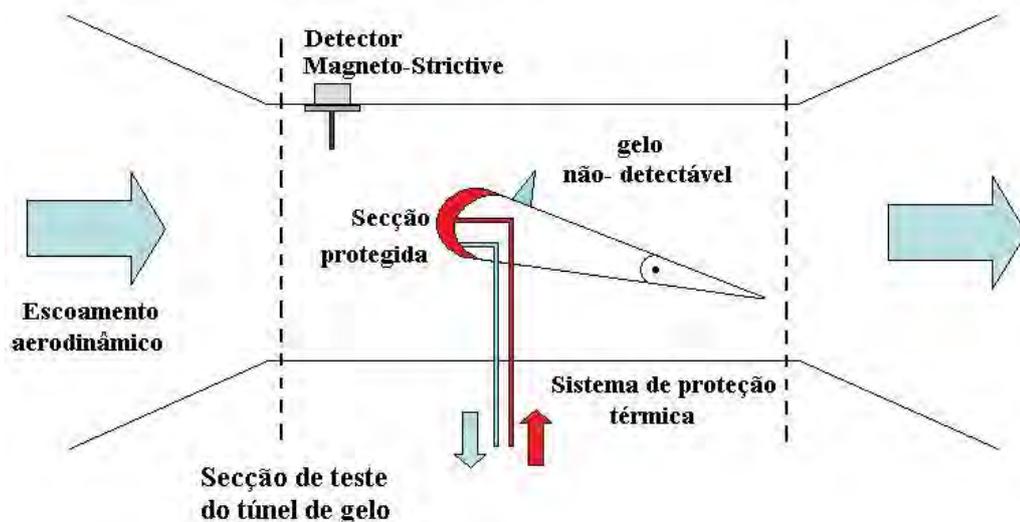


Figura 4.2 – Desenho esquemático da secção de testes do túnel de gelo.

Como todo ensaio feito em túnel, alguns parâmetros como: $LWC = 1.0g/m^3$, $MVD = 40\mu m$, $AOA = 6^\circ$ e velocidade = 198kts (101,86m/s) foram fixadas, para que se pudesse avaliar o fenômeno a através da alteração de uma única variável (temperatura – SAT, dentro do túnel de gelo), encontrando a temperatura crítica de início da formação de gelo no detector.

Obs: entende se por “Temperatura Crítica” a temperatura na qual acima desta, o ‘freezing fraction’ (n) é igual a ZERO, ou seja, nenhum ponto ao redor do detector ou da superfície onde se pretende determinar a temperatura crítica estará acumulando gelo.

A seguir é mostrada a evolução da formação de gelo em relação ao tempo decorrido (‘Time Line’):

Tabela 4.1 – Evolução no tempo do ensaio feito em túnel de vento.

SAT	Observações
4°C	Início da formação dos primeiros cristais de gelo sobre o aerofólio além da região protegida do perfil.
2.5°C	Aumento da aspereza do filme formado.
1.8°C	Gelo começa a ao longo de toda a extensão da asa (envergadura) alem da região protegida do perfil.
1.6°C	Depois de 5 minutos de exposição, o Detector dá o sinal de gelo.

Deste ensaio obteve-se que a “temperatura crítica” para envio do sinal de gelo pelo detector ficou em torno de 1,6°C, ou seja, se uma aeronave em vôo (asas e/ou empenagens de perfil NACA 0012) for submetida a estas condições de Velocidade, AOA, MVD e LWC, teriam a formação de gelo não-detectável a temperaturas maiores que a “temperatura crítica” do detector, a aeronave estaria sujeita a formação de gelo sem que o sistema instalado para detectar esta formação fosse capaz de detectar este gelo, o que expõe a aeronave e seus ocupantes a uma condição insegura de vôo.

Este gelo teve seu início em aproximadamente 10% da MCA, medido a partir do bordo de ataque, ficando fora da região normalmente protegida.

A seguir são mostradas fotografias de aeronaves, onde se pode observar a extensão normalmente protegida por sistemas de anti-gelo (Figura 4.3a) e degelo (Figura 4.3b), comprovando a formação deste gelo fora da região tipicamente protegida.

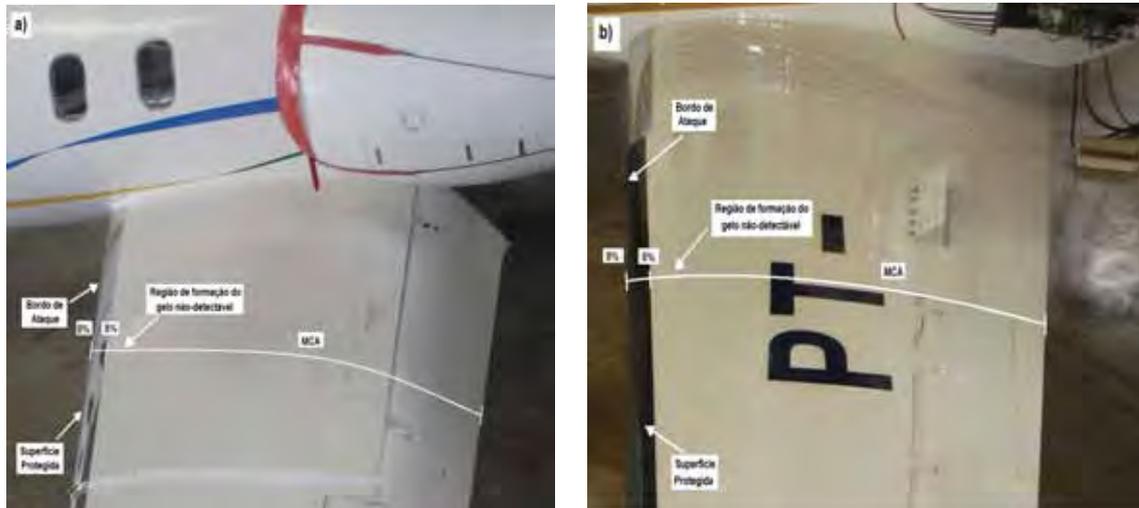


Figura 4.3 – Fotografias, com o detalhe da extensão dos sistemas de proteção de gelo tipicamente utilizados: a) sistema de anti-gelo e b) sistema de degelo.

A seguir é mostrada, uma fotografia (Figura 4.4) com o detalhe do resultado deste ensaio feito com o local e o formato final do gelo não-detectável acumulado na superfície do extradorso do perfil de asa, após 45 minutos de exposição a condições de formação de gelo.



Figura 4.4 – Detalhe do resultado do ensaio feito em túnel de gelo mostrando a formação de gelo não-detectável.

Deste ensaio obteve-se a comprovação experimental que existe uma faixa de temperatura onde pode ocorrer a formação de gelo na asa sem que o detector tivesse detectado a formação de gelo. Sabendo da inter-relação entre todos os parâmetros que contribuem para a formação de gelo, pode-se supor que assim como existe uma faixa de temperatura, existe também uma faixa de LWC, MVD, velocidade da aeronave (altera o ‘*Impingement*’ e a taxa de coleta), ângulo de ataque AOA e altitude de vôo, que contribui para a ocorrência dessa formação.

Como, durante o vôo real, os parâmetros atmosféricos (MVD, LWC e SAT) não são controláveis, e dependem unicamente da atmosfera local e que os parâmetros de projeto geralmente já foram anteriormente definidos na fase de “anteprojeto”, devido aos requisitos de desempenho requerido pela aeronave, somente resta analisar os parâmetros ligados à configuração de vôo (velocidade, altitude e AOA) quanto à melhoria das condições e formação desse gelo não-detectável.

Obs: estes parâmetros são relativamente fáceis de controlar, uma vez que o piloto tem a prerrogativa de alterar a altitude, AOA e a velocidade durante o vôo.

Ainda da Figura 4.4 observa-se que, este tipo de gelo denominado como gelo não-detectável possui uma forma bem peculiar similar a uma “parede”. Uma vez que este tipo de gelo ainda não está documentado na literatura e que vem ocorrendo com mais frequência em ensaios de túnel, têm-se as seguintes perguntas:

- Como este gelo se forma?
- Qual o mecanismo de formação?
- Porque este gelo não é detectado pelos detectores de gelo do tipo *Magneto-Strictive*?
- Como se pode prever se este gelo irá se formar?
- Onde este gelo teria maior possibilidade de se formar?

Nos próximos tópicos desse trabalho, pretende-se responder a estas perguntas buscando entender o mecanismo de formação desse tipo de gelo e como prevê-lo, ocorra em voo.

4.1 MECANISMO DE FORMAÇÃO DE GELO NÃO DETECTÁVEL

Da teoria básica de aerodinâmica (SCHLICHTING 1968 e 1979; FOX 2005), tem-se que, o escoamento ao contornar um perfil aerodinâmico pelo extradorso tem sua velocidade aumentada, conseqüentemente este aumento da velocidade causa uma queda da pressão local (equação da Energia), desta queda de pressão (muitas vezes chamadas de sucção) surge à sustentação. Supondo um escoamento subsônico (a grande maioria das aeronaves de transporte de passageiros operam em regime subsônico Número de $Mach_{local} < 0,3$) tem-se que, para perfis simétricos este ponto de maior velocidade/menor pressão do escoamento ao contornar o perfil fica localizado próximo a $\frac{1}{4}$ da MCA (SCHLICHTING 1968 e 1979; FOX 2005, NIDE 2003). Com isso tem-se um indicativo de que a condição propícia para formação do gelo não-detectável é função da velocidade alta e pressão baixa nesta região.

Conforme mostrado abaixo (figura 4.5) tem-se que o envelope de vôo previsto (FAR 25.1419 e FAA/AC 25.1419-1A) para encontrar nuvens com potencial de formação de gelo está compreendido entre o Nível do mar até 22.000ft (6,7km) de altitude de vôo, o que correspondente a área do gráfico onde a temperatura de solidificação é constante e igual a 0°, ou seja, para que ocorra a solidificação do filme de água que escoar sobre o extradorso da asa a temperatura local deve estar abaixo de 0°C para congelar-se.

Este fato, muitas vezes é difícil de ser compreendido, isso já visto que a aeronaves quando em vôo chegam a operar em temperaturas muito abaixo de zero, ou seja, em um primeiro momento conclui-se que a água que escoar sobre o aerofólio estaria à mesma temperatura do ambiente do vôo (menor que 0C°), porém como se sabe esta quantidade de água, que está em uma condição sub-resfriada (abaixo do seu ponto de congelamento) e em suspensão na atmosfera (nuvem), ao colidir com o perfil, tem seu calor latente convertido em calor, aquecendo a superfície e o filme de água que escoar sobre o perfil. Com isso mesmo que a temperatura ambiente, SAT (altitude do vôo), seja mais baixa que a temperatura de congelamento da água, esta é aquecida devido o calor gerado no impacto (desprezando a energia o calor gerado pelo atrito – hipótese de fluido ideal), ficando a uma temperatura acima do ponto inicial de congelamento.

A formação do gelo não-detectável deve-se justamente a solidificação deste filme de água em um ponto ao longo do extradorso do perfil onde a condição local de temperatura é menor ou igual a 0°C.

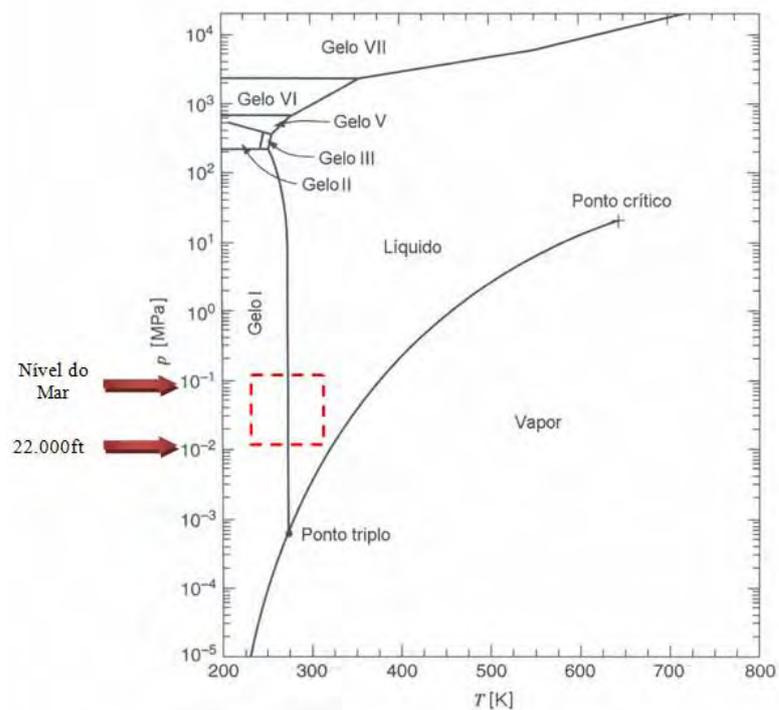


Figura 4.5 – Diagrama de fases da água.

De uma nova análise do gráfico, figura 4.5, pode-se observar que para que a água tivesse condição de congelar, esta deve de alguma forma perder calor a pressão local constante. Mas como esta água pode perder este calor a pressão constante?

Visto que, este filme de água que está escoando pelo extradorso do aerofólio, está submetido a uma região de baixa pressão, logo esta região terá variação da umidade relativa local, de acordo com a Equação (4.1) a seguir (ANDERSON 1984 e VAN WYLEN 2001):

$$UR = \frac{P_{vap}}{P_g} \quad (4.1)$$

Onde:

UR - umidade relativa é a razão molar de água da mistura pela quantidade molar de água na mistura saturada a mesma temperatura,

P_{vap} - é a pressão de vapor da mistura e

P_g - é a pressão de vapor de uma mistura saturada a mesma temperatura

Da equação da umidade relativa, pode-se concluir que a queda da pressão total local, a pressão de vapor (P_{vap}) também tenderá a cair para buscar re-estabelecer a umidade relativa inicial, com isso o filme de água tenderá a evaporar para equilibrar o sistema. Desta evaporação retira-se calor do restante do filme de água, que ao contornar o aerofólio, diminui de espessura, ficando cada vez mais fino, frio e, conseqüentemente, mais susceptível ao congelamento.

Como a taxa de evaporação tem seu maior valor em torno do pico máximo de sucção, é de se esperar que, na região próxima a este local, ocorra o início da formação de gelo, comprovando assim o resultado do ensaio experimental feito no túnel de vento.

Em linhas gerais, pode-se concluir que, para que o fenômeno de formação do gelo não-detectável ocorrer:

...“O aumento da velocidade local é proporcional à queda da Pressão total local que é proporcional redução da Umidade relativa local que é proporcional ao aumento da taxa de evaporação que é proporcional à queda da temperatura local, causando o congelamento do filme de água”...

4.2 O FENÔMENO DA NÃO DETECTABILIDADE

Como mostrado anteriormente, a maioria das aeronaves comerciais de transporte de passageiros atuais se utiliza um sistema automatizado para detectar a formação de gelo e ativar os sistemas de proteção. Com isso o piloto saiu da cadeia de eventos, onde sua função de reconhecer a condição formadora de gelo e tomar as ações de proteção da aeronave, agora é feitas por sistemas automatizados, o que trouxe uma enorme responsabilidade a estes sistemas.

Como também já foi descrito, praticamente todas as aeronaves de transporte, utilizam um ou mais detectores de gelo do tipo *Magneto-Strictive*. Estes consistem em uma haste cilíndrica exposta ao escoamento que ao acumular gelo, altera sua frequência de vibração indicando a presença do gelo. Entretanto, nos casos onde existam condições de temperatura ao redor das asas e empenagens menores que a

menor temperatura ao redor do cilindro detector, o gelo acumulado nas asas e empenagens não será detectável pelo sensor.

Conclui-se então que não existe uma relação direta entre o aumento de velocidade do escoamento ao contornar o extradorso do perfil e a queda da temperatura local, ou seja, quanto maior a velocidade maior a taxa de remoção de calor pela evaporação do filme de água que escorre por cima do perfil e menor a temperatura local. Assim como este fenômeno ocorre no perfil, este também ocorre ao redor da haste cilíndrica do detector de gelo.

Isto posto, chega-se que se a velocidade em qualquer ponto no extradorso da asa for maior que a maior velocidade encontrada ao redor do detector, este ponto provavelmente estará a uma temperatura mais baixa do que a menor temperatura encontrada no detector, com isso, tem-se regiões no perfil susceptível a formação de gelo sem que o detector seja capaz de detectar.

Dessa dedução e sabendo que a temperatura local é função da velocidade local, pode-se através de conceitos de Mecânica dos Fluidos (ANDERSON 84 e FOX 2005) utilizar um número adimensional que relacione a pressão e velocidade local (em qualquer ponto da superfície do perfil aerodinâmico) e a pressão e a velocidade do escoamento não perturbado.

Assim tem-se uma relação entre aquilo que está acontecendo no local onde se quer medir e as condições do escoamento não perturbado.

Do mesmo modo, como esta relação pode ser feita para qualquer ponto na superfície do perfil, também pode ser feito para qualquer ponto ao redor do cilindro detector de gelo, ou seja, ao acoplar-se estas duas relações tem-se uma única (as condições do escoamento não perturbado são as mesmas tanto para o detector como para o perfil) que relaciona as condições de pressão e velocidade em qualquer lugar onde se está querendo medir com outra na superfície do detector (são as mesmas tanto para o detector quanto para as asas e empenagens), com isso tem-se condições de relacionar o que está acontecendo em cada ponto do detector com aquilo que está acontecendo em cada um dos pontos na superfície do extradorso das asas ou empenagens. Ao usar a posição onde ocorre o menor C_p ao redor do cilindro detector tem-se condições de avaliar cada ponto na superfície do extradorso do perfil. Casos

onde o C_p local no perfil seja menor que o menor C_p ao redor do detector pode-se inferir que este ponto está susceptível a formação de gelo não-detectável.

4.3 ANÁLISE DO CAMPO DE ESCOAMENTO

Para simular o campo de escoamento em torno de um perfil normalmente são utilizados dois métodos (ANEXO C):

- Método dos Painéis: baseado no cálculo do escoamento potencial em torno do perfil. Neste método, calcula-se o escoamento incompressível, invíscido e irrotacional (solução da Equação de *Laplace*)

- Método das Equações de *Navier-Stokes*: baseando-se na aplicação da 2ª Lei de *Newton* para calcular o escoamento em torno do perfil. Isto resulta em um sistema de equações diferenciais parciais de segunda ordem e não-lineares. Geralmente, são obtidas soluções numéricas utilizando uma malha computacional em torno do perfil.

4.3.1 Escoamento Potencial

Em um escoamento potencial, os componentes do vetor velocidade V podem ser expressos a partir de uma função escalar ϕ , denominada potencial de velocidade.

Deste modo, quando um escoamento é irrotacional, tanto o potencial de velocidade quanto a função-corrente satisfazem à equação de *Laplace*. Além disso, as linhas de ϕ constante (denominadas de linhas equipotenciais) são ortogonais às linhas de Ψ constante, formando o que se chama de “rede de escoamento”.

Para que seja possível uma análise matemática de um escoamento, muitas vezes é necessário ou conveniente fazer simplificações para que as complexas equações que regem os escoamentos possam ser resolvidas analiticamente. O escoamento potencial analisado difere da realidade nos seguintes aspectos:

- a) Bidimensionalidade: Todas as características e propriedades do escoamento dependem somente de duas das três (sistema cartesiano) coordenadas espaciais;
- b) Incompressibilidade: A densidade e o peso específico são considerados constantes;

- c) Irrotacionalidade: Isso implica um fluido invíscido cujas partículas movem-se sem rotação;
- d) Escoamento permanente: Todas as características e propriedades do escoamento independem do tempo.

Este trabalho foi desenvolvido utilizando este método, sendo uma abordagem que permite obter resultados sem o uso de programas e recursos computacionais, quando comparado a uma análise mais completa do escoamento descrito pelo método de *Navier- Stokes* (onde se resolve um sistema de equações diferenciais parciais não-lineares para se obter o escoamento em torno do perfil). Mesmo com as simplificações feitas pelo método do escoamento potencial (escoamento irrotacional, incompressível, permanente e bidimensional) este fornecerá resultados bastante próximos aos obtidos em túnel de vento, descrevendo muito bem o fenômeno da formação de gelo não-detectável e comprovando a eficácia do uso do Coeficiente de Pressão (C_p) como principal parâmetro para determinar se uma determinada região no perfil aerodinâmico estaria submetido à formação de gelo não-detectável, ou não, quando comparado a um detector cilíndrico.

4.3.2 Escoamento Viscoso

A utilização do método dos painéis para o cálculo de escoamentos tridimensionais requer um grande esforço computacional devido ao grande número de painéis necessários para o cálculo da trajetória das gotículas. Atualmente, a simulação numérica do escoamento externo e da trajetória das gotículas de água vem sendo feita através de códigos computacionais que utilizam as equações de *Navier-Stokes*.

4.3.3 Comparação entre a teoria Potencial e resultados obtidos experimentalmente em túneis de vento.

As premissas adotadas pelo método potencial possuem diversas vantagens no que tange a obtenção de resultados aproximados com maior rapidez e sem ter que utilizar enormes recursos computacionais, porém às vezes estas aproximações fazem

com que os resultados obtidos diferiram em muito do resultado real obtido experimentalmente em túnel de vento. Com isso, o uso desta teoria fica bastante restrito, apenas a demonstração de novos conceitos e/ou obtenção de resultados rápidos onde somente a ordem de grandeza é importante.

A seguir (Figura 4.6), é mostrada a comparação entre os resultados obtidos de distribuição de C_p ao redor de cilindros, através do uso da teoria potencial e resultados obtidos em túnel de vento com a variação da velocidade e densidade do fluido do escoamento não perturbado (caracterizado pelo número de *Reynolds*).

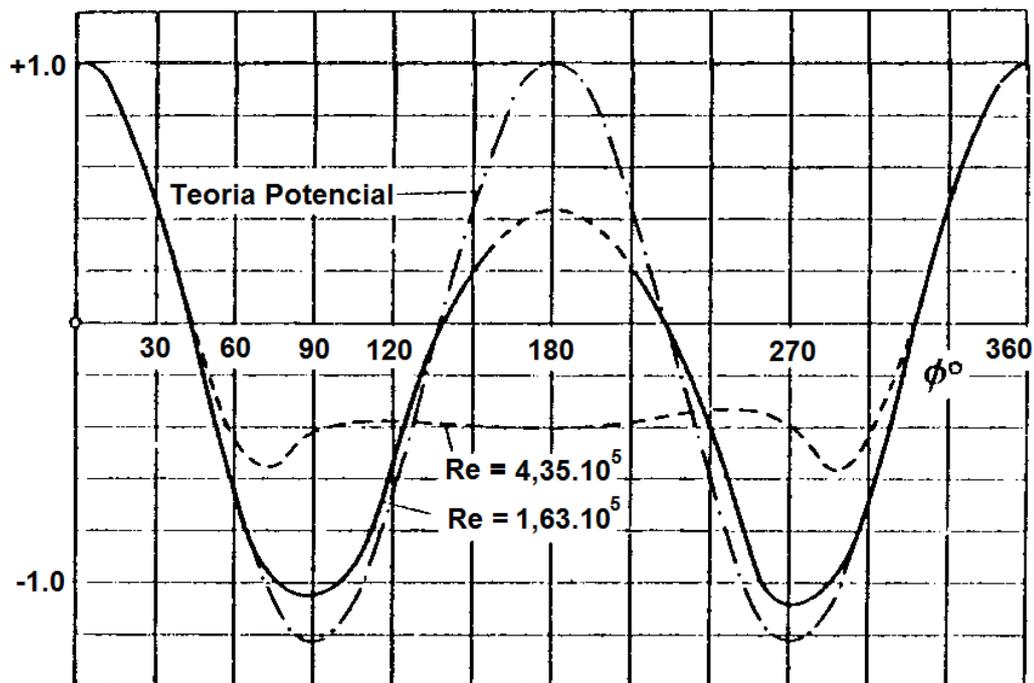


Figura 4.6 – Comparação entre os resultados obtidos através do uso da teoria potencial e os resultados obtidos em túnel de vento para um cilindro.

Da Figura 4.6 (WHITE1999), pode-se notar que a teoria potencial, devido a suas premissas, difere dos resultados obtidos experimentalmente. Já com o aumento do valor de *Reynolds*, esta diferenciação entre resultados tende a diminuir devido à diminuição da camada limite que aumenta com a velocidade ao contornar o corpo, seja um corpo cilíndrico ou um corpo aerodinâmico.

A solução através do uso da teoria de escoamentos viscosos, conforme mostrado a seguir (Figura 4.7), descreve com bastante fidelidade a distribuição de C_p

que ocorre quando um corpo é submetido a um escoamento (escoamento real), porém demandam grandes esforços computacionais para resolver as equações de *Navier-Stokes*, o que muitas vezes impossibilitam a obtenção de resultados de forma rápida.

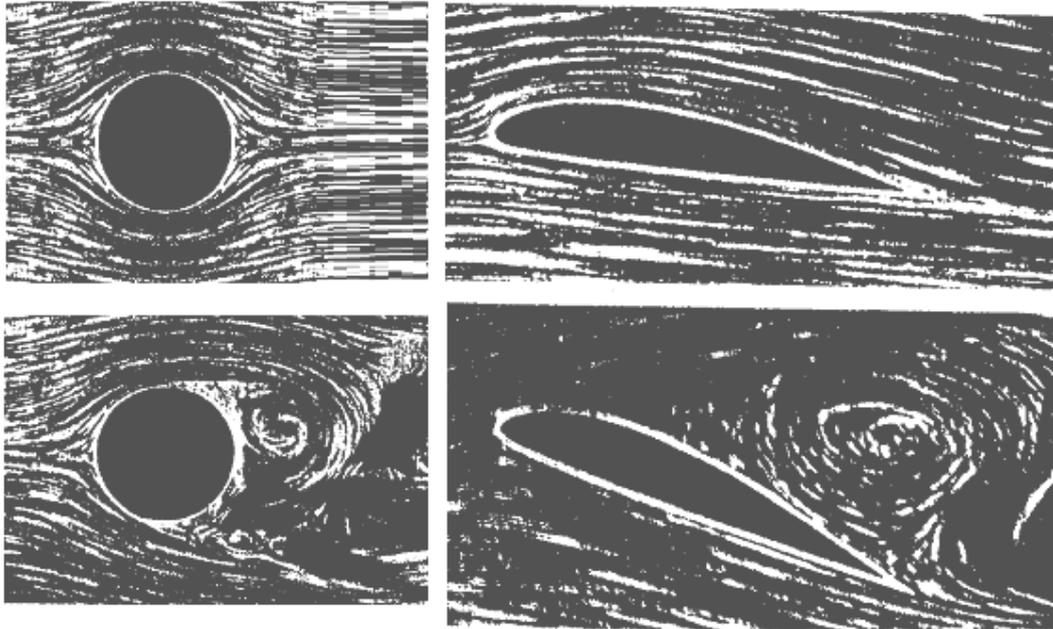


Figura 4.7 – Fotografia instantâneas do escoamento para diferentes regimes de escoamento em 2 diferentes corpos.

Da figura anterior podem-se observar dois diferentes corpos submetidos a duas diferentes condições de escoamento. Na parte superior da Figura 4.7 tem-se um cilindro e um perfil aerodinâmico onde o escoamento não apresenta separação/descolamento, caracterizado pelas linhas de corrente perfiladas e sem a presença de regiões de turbulências e vórtices. Já na parte inferior desta figura têm-se estes mesmos dois corpos submetidos a escoamentos onde se tem a presença de separação/descolamento do escoamento aerodinâmico, escoamento este caracterizado pela presença de regiões de turbulência e vórtices, “perturbando” o escoamento a jusante.

4.4 INFLUÊNCIA DA VISCOSIDADE E DA CAMADA LIMITE NA DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO AO REDOR DE UM PERFIL AERODINÂMICO

Os efeitos devido à viscosidade do fluido escoando ao redor de perfis geram efeito nos principais coeficientes aerodinâmicos deste perfil, como: redução da sustentação (C_l) e aumento do arrasto (C_d), porém de acordo com SCHLICHTING (1959 e 1979), a influencia dos efeitos de camada limite na alteração da distribuição do coeficiente de pressão em um aerofólio calculado através da Teoria Potencial é praticamente nula para pequenos AOAs, ou seja, a Teoria Potencial descreve com precisão (para uma faixa de AOA) a distribuição de pressão real mesmo sem considerar os efeitos viscosos do escoamento.

Desta forma pode-se observar na Figura 4.8 que, para reduzidos valores de AOAs e dependendo das características do escoamento e do tipo do aerofólio, a distribuição de pressão realmente não se altera, mesmo com o desenvolvimento da separação do escoamento. O mecanismo de formação da esteira/separação do escoamento se inicia no bordo de fuga em direção ao bordo de ataque, o que faz com que a região de interesse, na qual ocorrerá a formação do gelo não-detectável, fique fora desta região de turbulência. Com isso a aproximação a ser feita através do uso da Teoria Potencial para cálculo da distribuição de pressão para perfis aerodinâmicos submetidos a reduzidos AOAs, descreve com bastante exatidão a realidade da distribuição obtida com um fluido real.

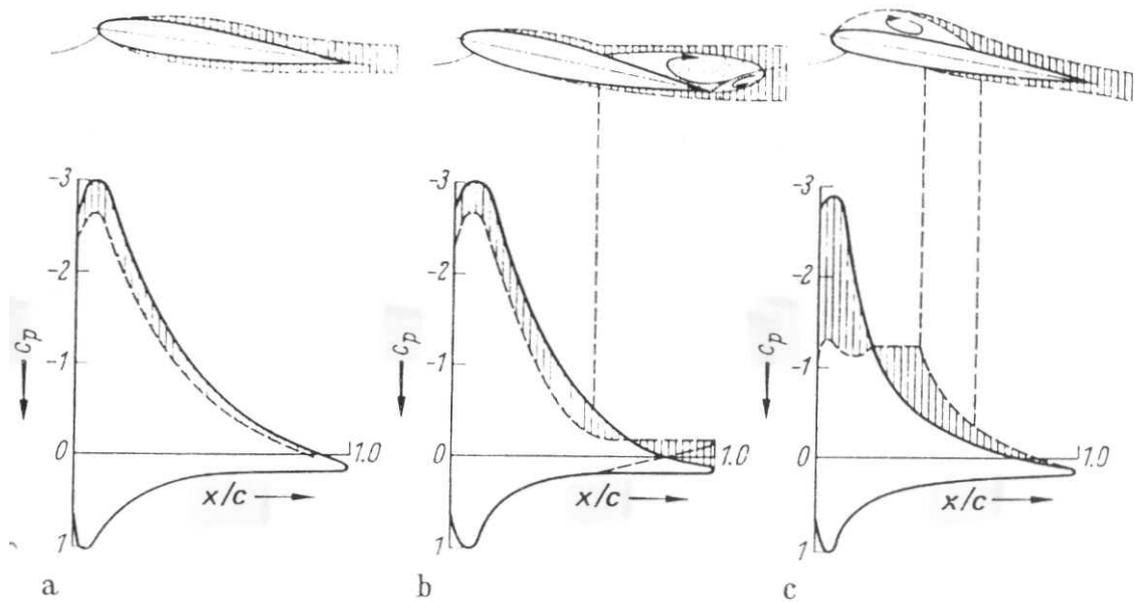


Figura 4.8 – Mudança na distribuição de pressão um perfil aerodinâmico para diferentes valores de AOAs. a) reduzido, b) médio e c) elevado.

A Figura 4.9 a seguir, exemplifica a aproximação feita de que a teoria potencial descreve com bastante fidelidade a distribuição obtida experimentalmente, comprovando o a sua utilização para valores reduzidos de AOAs.

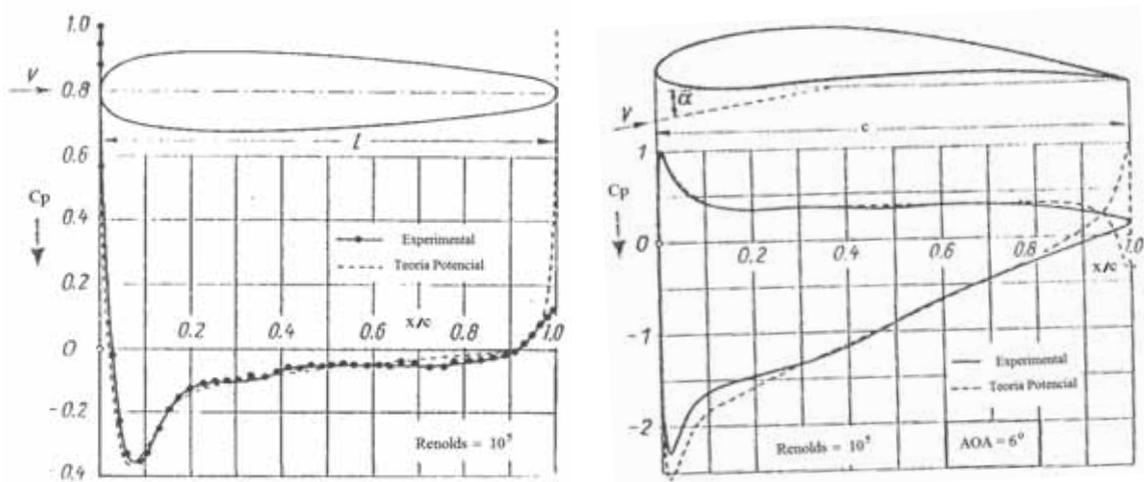


Figura 4.9 – Gráficos comparando os resultados de distribuição de pressão obtidos teoricamente e experimentalmente para diferentes perfis aerodinâmicos.

5. A TEORIA E OS MÉTODOS PARA DETERMINAÇÃO DO COEFICIENTE DE PRESSÃO – C_p

Utilizando-se o Teorema de *Reynolds*, com as premissas descritas abaixo, chega-se a uma equação particularizada, também conhecida como: Equação de *Bernoulli*, Eq. 5.1.

- Regime permanente $d/dt = 0$,
- Escoamento incompressível (escoamento subsônico),
- Fluido ideal $\mu = 0$,
- Energia potencial desprezível,
- Escoamento irrotacional.

$$\frac{P_\infty}{\rho} + \frac{U_\infty^2}{2} = \frac{P}{\rho} + \frac{u^2}{2} \quad (5.1)$$

Onde:

P_∞ - Pressão Total no escoamento livre,

U_∞ - Velocidade relativa da aeronave ao escoamento livre,

ρ - Massa específica do Fluido (ar),

P - Pressão Estática no local onde se quer medir,

u - Velocidade local, onde se pretende medir.

Arranjar esta equação na forma de um adimensional tem-se que:

$$\begin{aligned} \frac{P - P_\infty}{\rho} &= \frac{U_\infty^2 - u^2}{2} \\ \frac{P - P_\infty}{\rho} &= \frac{U_\infty^2}{2} \left[1 - \left(\frac{u}{U_\infty} \right)^2 \right] \\ Eu &= \frac{(P - P_\infty)}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2} = 1 - \left(\frac{u}{U_\infty} \right)^2 = C_p \end{aligned} \quad (5.2)$$

Esta representação na forma de adimensional consiste na relação entre as forças de pressão e as forças de inércia. Essa razão é normalmente conhecida na Mecânica dos Fluidos com o nome de número de *Euler* - *Eu* (*'Euler number'*) (FOX 2001).

Para facilitar a obtenção dos dados de distribuição de pressões e velocidades no entorno de alguns perfis aerodinâmicos e cilíndricos utilizou-se um *software* denominado *'FoilSim II Version 1.4n'*, desenvolvido pelos cientistas da NASA, *Glenn Research Center*. Trata-se de um *software* desenvolvido pelo maior centro de estudos em aerodinâmica existentes, que garante a confiança nos dados obtidos (BENSON 1996). Como o *software* usa o consagrado método de *Kutta-Joukowski*, assumindo um escoamento ideal e incompressível e por ser de acesso livre (*'freeware'*), oferece maior confiabilidade e agilidade na manipulação e disponibilização dos dados obtidos.

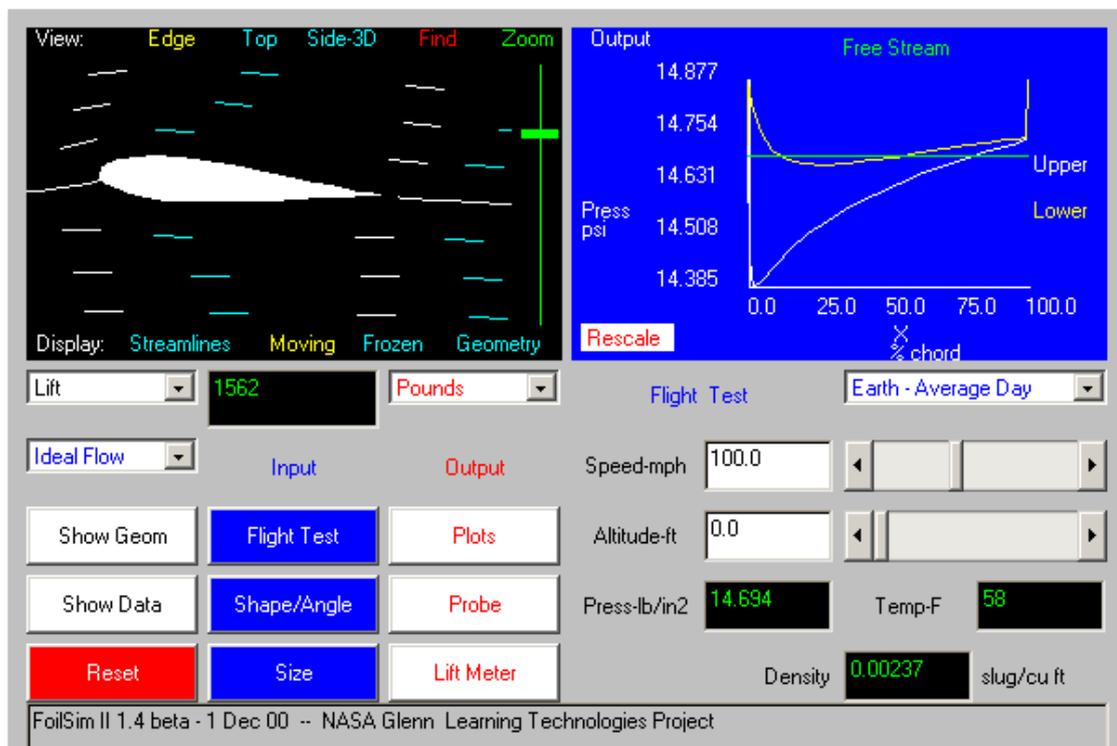


Figura 5.2 – Página ilustrativa do *software* usado na modelagem.

De posse dos resultados de velocidade e pressões gerados pelo *software* e fazendo um tratamento matemático para obter as distribuições de C_p ao redor dos

perfis, têm-se condições de estudar a influência que cada um dos parâmetros que constituem o adimensional de *Euler* (Eu ou **Cp**).

Dos parâmetros que formam o adimensional podem-se citar três que são comuns tanto para o cilindro detector quanto para o perfil de asa a serem estudados, estes são:

- P_∞ - Pressão Total no escoamento livre,
- U_∞ - Velocidade relativa da aeronave ao escoamento livre,
- ρ - Massa específica do Fluido (ar).

Os outros dependem exclusivamente do formato do perfil que esta sendo estudado (cilindro detector e perfil aerodinâmico):

- P - Pressão Estática no local onde se quer medir,
- u - Velocidade local, onde se quer medir.

Dos parâmetros que caracterizam o escoamento podem-se fazer as seguintes correlações, com os parâmetros de configuração de vôo:

- A Pressão Total do escoamento (P_∞) e a Massa específica do Fluido (ρ do ar seco) são funções do tipo de fluido e de sua temperatura, sabendo que este escoamento é atmosférico/ar (Troposfera), logo, estes dois parâmetros se inter-relacionam através de um outro parâmetro, a altitude de vôo (altura barométrica - ft).
- Já a o parâmetro de velocidade do escoamento (U_∞) será a velocidade da aeronave, relativa ao seu deslocamento na atmosfera (velocidade - mph).

6. AVALIAÇÃO DA INFLUÊNCIA DOS PARÂMETROS DE VÔO E DE PROJETO NO C_p

Baseando-se no uso do adimensional de *Euler* como sendo o principal parâmetro para avaliar a possibilidade ou não de formação do gelo não-detectável em um perfil aerodinâmico empregado em uma asa de uma aeronave equipada com

sensores de gelo do tipo ‘*Magneto-Strictive*’ e aliando-se a ferramenta (‘*software – FoilSim II 1.4n*’) utilizada para cálculo da distribuição de pressão ao redor de superfícies expostas a um escoamento com condições formadoras de gelo pode-se estudar quais seriam as contribuições que cada um dos parâmetros ligados a configuração de voo (Velocidade da aeronave, altitude de voo e AOA) e de projeto (geometrias do perfil aerodinâmico empregado e do diâmetro detector cilíndrico utilizado).

6.1 INFLUÊNCIA DOS PARÂMETROS DE VÔO

Este tópico mostra a contribuição que cada um dos parâmetros ligados à configuração de voo (Velocidade da Aeronave, altitude de voo e AOA) tem na variação de distribuição do C_p ao redor do perfil da asa e do detector.

Baseado no uso da teoria potencial para obter as distribuições de velocidades ao redor do perfil aerodinâmico estudado e da haste cilíndrica detectora de gelo, logo, é de se esperar que ambos os parâmetros velocidade da aeronave e altitude de voo não irão causar nenhuma variação na distribuição de C_p nem na asa nem no detector, porque o modelo inicial não prevê os termos relacionados à interação “fluido-corpo” (ou como é conhecido “forças de superfície/contato”).

Assim sendo, somente a variação da distribuição de pressão através do AOA, será analisado.

A seguir são mostrados os gráficos (Figura 6.1) como os resultados da variação do parâmetro de voo – ‘*Angle of Attack – AOA*’, mostrando a variação da distribuição do coeficiente de pressão - C_p ao longo da MCA (‘*Mean Chord Aerodynamic*’) do perfil e do detector.

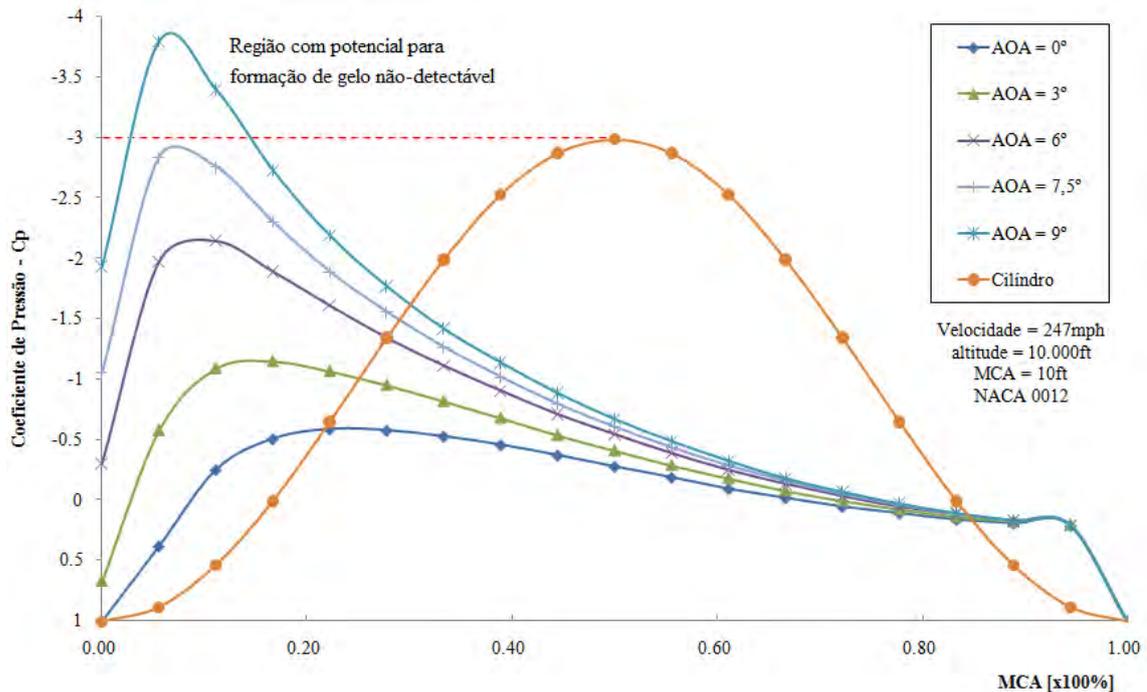


Figura 6.1 – Variação do Cp com o aumento do AOA.

Observa-se neste gráfico que, para estas condições (velocidade 247mph, altitude 10.000ft (3,048km), MCA 10ft (3,4m) e perfil NACA 0012), valores de AOA acima de 7,5°, tem-se regiões no extradorso do perfil com valores de Cp's inferiores ao menor Cp encontrado em todo o detector, o que se conclui que, para esta região casos onde as condições meteorológicas são propícias à formação de gelo, possivelmente ocorrerá a formação de gelo não-detectável nesta região entorno de 10%MCA.

6.2 INFLUÊNCIA DOS PARÂMETROS DE PROJETO

Neste tópico é mostrada a contribuição que cada um dos parâmetros ligados ao projeto e/ou escolha do perfil empregado nas asas/empenagens e no diâmetro da haste cilíndrica do detector de gelo (*'Magneto-Strictive'*), tem na alteração da distribuição do coeficiente de pressão – Cp ao redor da asa e do detector (alteração das condições de formação de gelo não-detectável), parâmetros estes como: Espessura do Perfil (*'Thickness'*) e Arqueamento (*'Camber'*) e diâmetro da haste cilíndrica do detector de gelo.

Na Figura 6.2, tem-se o gráfico com os resultados das simulações feitas variando a espessura de um perfil em % da MCA, sendo este simétrico.

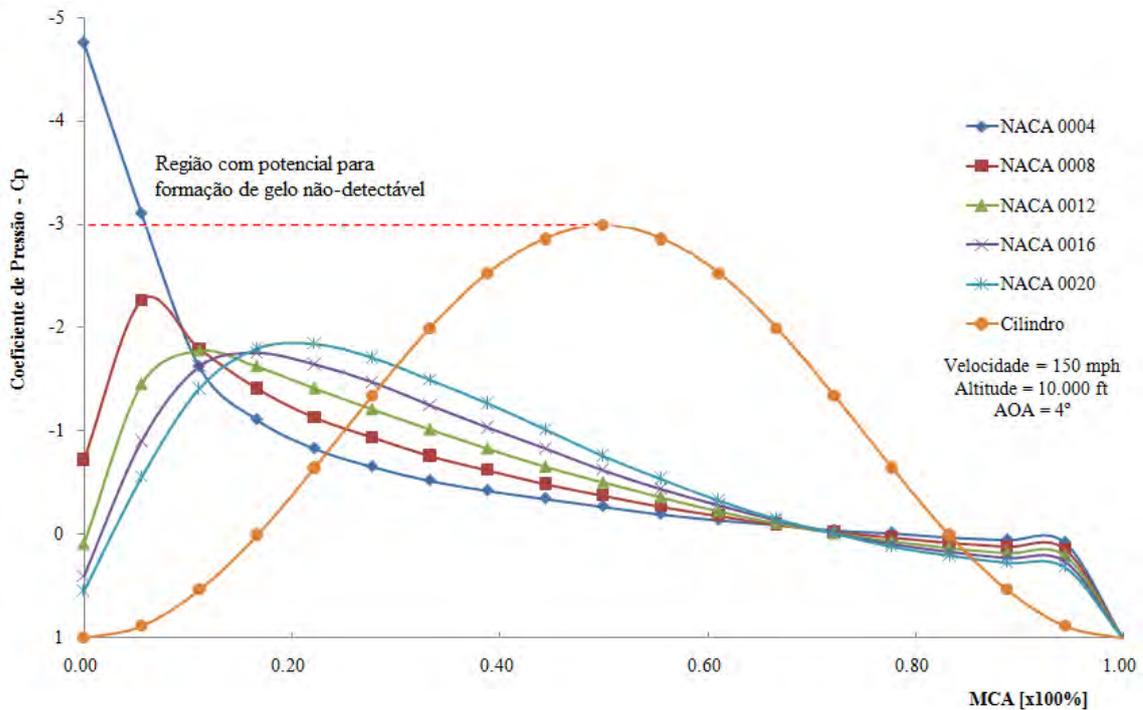


Figura 6.2 – Variação do Cp com a variação da espessura do perfil simétrico.

Do gráfico da Figura 6.2, observa-se que, com o aumento da espessura do perfil (este vai ficando mais “Rombudo”) ocorre a diminuição dos picos de Cp’s (sucção - extradorso), e estes são deslocados cada vez mais para o centro do perfil.

Assim sendo, pode-se concluir que, com o aumento da espessura do perfil simétrico, inicialmente tem-se uma queda do pico de sucção (mínimo Cp), o que protege a aeronave e evita a formação de gelo não-detectável, devido a esta queda ficar “abaixo” do menor Cp encontrado no detector.

O aumento da espessura da asa reduz a possibilidade de formação de gelo não-detectável, porém sua utilização não é prática, pois o espessamento do perfil diminui a eficiência aerodinâmica e compromete o desempenho global do perfil.

Na figura 6.3, tem-se o gráfico com os resultados das simulações feitas variando o arqueamento de um perfil (inicialmente NACA0012 = 0% ‘*camber*’) em porcentagem da MCA, sendo este simétrico.

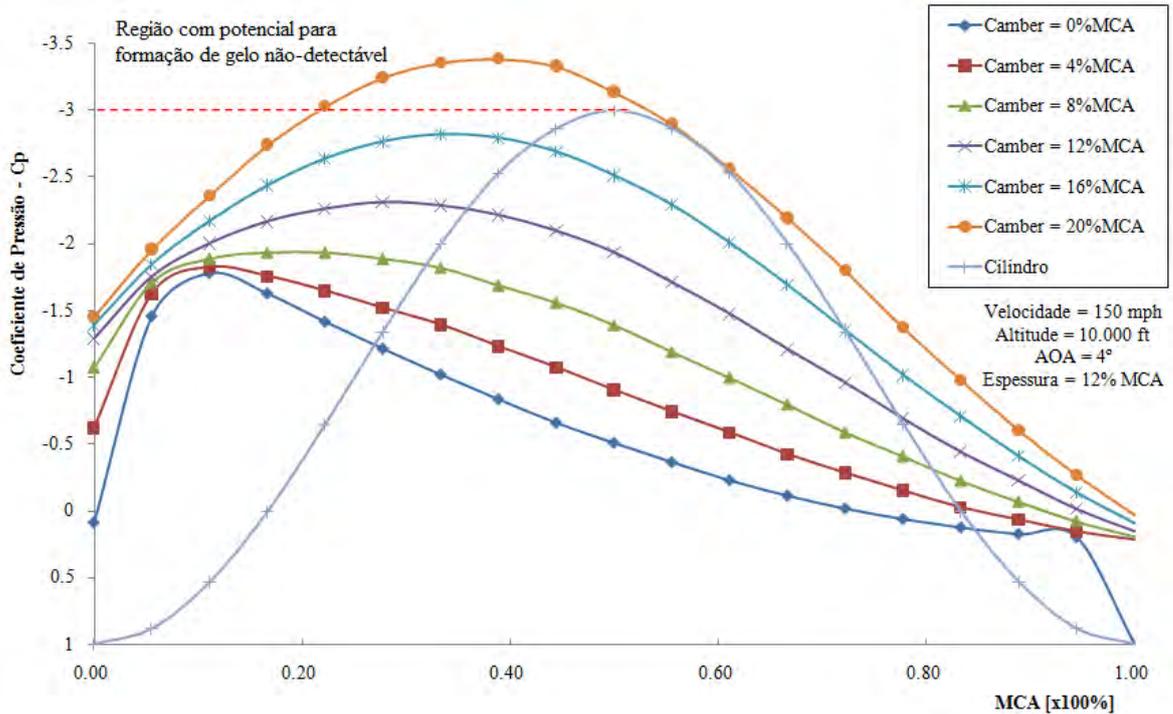


Figura 6.3 – Variação do Cp com a variação do ‘Camber’.

Do gráfico da Figura 6.3, pode-se observar que com o aumento do arqueamento do perfil (‘Camber’), os picos de sucção tendem a se igualar ao pico referente ao pico de sucção encontrado no detector cilíndrico, ou seja, no limite de arqueamento máximo eles teriam a mesma distribuição de Cp’s.

Pode-se notar ainda na variação de arqueamento do perfil que, mesmo havendo uma redução na diferença entre os picos do perfil e do detector, somente com valores pouco acima de 16% de arqueamento têm-se realmente regiões na superfície do perfil sujeitas a formação de gelo não-detectável, ou seja, perfis simétricos com arqueamento superiores a 16% e nas condições de vôo descritas no gráfico anterior estão sujeitas a formação de gelo sem que o detector *Magneto-Strictive* seja capaz de indicar a presença de gelo.

Do mesmo modo, como anteriormente descrito, ao utilizar-se da Teoria Potencial para obter a distribuição de pressão ao redor do perfil e do cilindro detector esperasse que a variação do diâmetro do cilindro detector não provoque variação na sua distribuição de pressão sendo o menor valor de Cp sempre igual a -2,98385 e ocorrendo a 90°.

Este resultado pode ser obtido matematicamente através da Equação (6.1) (ANDERSON 1984, MENG 2001 e ABBOTT 1959).

$$C_p = 1 - 4\text{sen}^2\theta \quad (6.1)$$

Onde:

θ é o ângulo medido, medido em graus, a partir do ponto de estagnação.

7. MODELAMENTO DO FENÔMENO

Baseando-se no fato de que a variação de cada um dos parâmetros que possivelmente influenciariam no parâmetro adimensional de *Euler* no uso da Teoria Potencial, somente a variação do AOA altera a distribuição de C_p local da asa em função do detector cilíndrico, pode-se concluir que o uso da variação do parâmetro AOA, é possível avaliar se um perfil está susceptível a formação de gelo não-detectável.

A seguir são mostrados os resultados aplicados a cinco perfis simétricos mais comumente encontrados.

7.1 PERFIL NACA0004

A seguir é descrito como foram obtidos os dados de variação do C_p em cada ponto do extradorso do perfil NACA0004.

Do mesmo modo que se obtiveram os dados dos itens anteriores, inicialmente usaram-se os resultados de velocidade e pressão locais obtidos pelo *software* ‘*Foilsim II 1.4n*’ que posteriormente foram tratados matematicamente, através do uso da fórmula para obtenção do C_p , cujos resultados estão mostrados na Tabela 7.1 a seguir.

Tabela 7.1 – Resultados obtidos de C_p ao longo da superfície do extradorso do perfil NACA0004, com a variação de AOA.

AOA [graus]	0	3	6	9	12
Posição [x100%MCA]	C_p	C_p	C_p	C_p	C_p
0,000	1	-1,077	-7,286	-17,56	-31,77
0,056	-0,033	-1,636	-3,958	-6,963	-10,65
0,111	-0,186	-0,985	-1,989	-3,164	-4,514
0,167	-0,204	-0,721	-1,317	-1,989	-2,714
0,222	-0,204	-0,565	-0,974	-1,417	-1,891
0,278	-0,186	-0,465	-0,763	-1,077	-1,404
0,333	-0,16	-0,378	-0,606	-0,839	-1,089
0,389	-0,134	-0,313	-0,485	-0,668	-0,85
0,444	-0,108	-0,249	-0,388	-0,535	-0,668
0,500	-0,083	-0,195	-0,303	-0,417	-0,525
0,556	-0,049	-0,142	-0,231	-0,322	-0,398
0,611b	-0,024	-0,1	-0,168	-0,231	-0,294
0,667	0	-0,057	-0,108	-0,16	-0,204
0,722	0,0241	-0,024	-0,066	-0,1	-0,125
0,778	0,0401	0,0081	-0,016	-0,041	-0,066
0,833	0,0559	0,0321	0,0161	0	-0,008
0,889	0,0715	0,0559	0,048	0,0401	0,0401
0,944	0,0793	0,0715	0,0715	0,0793	0,0871
1,000	1	1	1	1	1

Na Tabela 7.1.1 a seguir, são mostradas as equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0004.

Tabela 7.1.1 – Equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0004.

Posição [x100%MCA]	Equação	Valor de R^2
0,000	$C_p = -0,2249.AOA^2 - 0,0352.AOA + 1,0179$	1
0,056	$C_p = -0,0385.AOA^2 - 0,4237.AOA - 0,0283$	1
0,111	$C_p = -0,0101.AOA^2 - 0,2398.AOA - 0,1826$	1
0,167	$C_p = -0,2096.AOA - 0,1312$	0,9956
0,222	$C_p = -0,1409.AOA - 0,1647$	0,9973
0,278	$C_p = -0,1016.AOA - 0,1696$	0,999
0,333	$C_p = -0,0773.AOA - 0,1506$	0,9994
0,389	$C_p = -0,0596.AOA - 0,1323$	0,9999
0,444	$C_p = -0,0469.AOA - 0,1083$	0,9998
0,500	$C_p = -0,0369.AOA - 0,0833$	0,9999
0,556	$C_p = -0,0292.AOA - 0,0531$	0,9987
0,611b	$C_p = -0,0224.AOA - 0,0293$	0,9984
0,667	$C_p = -0,017.AOA - 0,0038$	0,998
0,722	$C_p = -0,0125.AOA + 0,0166$	0,9855
0,778	$C_p = -0,0087.AOA + 0,0372$	0,9969
0,833	$C_p = -0,0053.AOA + 0,0512$	0,9723
0,889	$C_p = 0,0002.AOA^2 - 0,0056.AOA + 0,0713$	0,9949
0,944	$C_p = 0,0003.AOA^2 - 0,0029.AOA + 0,0787$	0,9587
1,000	$C_p = 1$	1

Portanto da obtenção das equações características, tem-se condições de prever qual o C_p em qualquer ponto da superfície superior do perfil NACA0004, para qualquer que seja o AOA (entre 0° e 12°). Com isso é possível prever a extensão da região do extradorso do perfil (limites máximos e mínimos) onde, possivelmente ocorrerão as condições de formações de gelo não-detectável para qualquer AOA (região onde o C_p é menor que o menor C_p encontrado no detector).

Os gráficos a seguir foram feitos utilizando os resultados de C_p em cada ponto ao longo do extradorso do detector com a variação de AOA agora subtraindo o menor valor de C_p encontrado no detector.

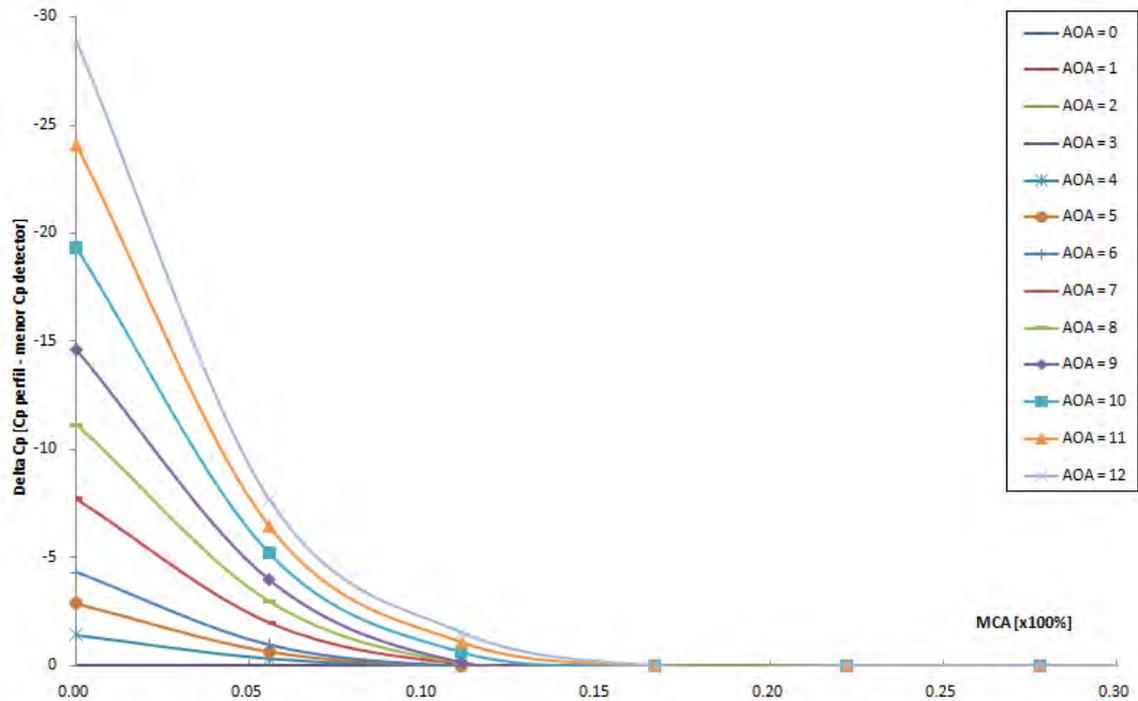


Figura 7.1 – Avaliação da susceptibilidade a formação de gelo não-detectável, perfil NACA0004.

Da Figura 7.1 observa-se que a partir de AOA de 3°, tem-se o aparecimento de uma região na superfície do perfil onde se tem condições propícias a formação do gelo não-detectável, ou seja, devido ao Cp na região do extradorso do perfil ser menor que o menor Cp encontrado no detector, esta região está submetida a temperaturas menores que a menor temperatura no detector. Com isso pode-se afirmar que nos casos em que a fração de congelamento no detector seja zero ($n = 0$), nesta região do perfil NACA0004 ocorre a formação de gelo e este não seria possível de ser detectável pelo detector, constituindo a formação de gelo não-detectável.

Pode-se observar ainda no gráfico da Figura 7.1 que, com o aumento do AOA, a região de susceptibilidade a formação tende a aumentar não somente no pico máximo da variação do Cp, melhorando as condições de temperatura local em relação à menor temperatura encontrada no detector, mais também há aumento da extensão de possibilidade de formação, ou seja, com o aumento do AOA, maior a possibilidade de ocorrência de formação do gelo não-detectável e maior será a extensão de possibilidade de formação. Pode-se inferir que como este gelo ocorre de maneira

gradativa (acúmulo de camadas sobre camadas), estima-se que no seu limite máximo de formação, o gelo formado tenderá a copiar/acompanhar o formato da curva de distribuição de C_p , ou seja, no limite (teórico), o gelo assumiria o mesmo formato da curva, anteriormente descrita.

7.2 PERFIL NACA0008

A seguir são mostrados dados da variação do C_p em função de AOA em cada um dos pontos na superfície do perfil NACA0008.

Tabela 7.2 – Resultados obtidos de C_p ao longo da superfície do extradorso do perfil NACA0008, com a variação de AOA.

AOA [graus]	0	3	6	9	12
Posição [x100%MCA]	Cp	Cp	Cp	Cp	Cp
0,000	0,3767	-1,48	-4,571	-8,845	1
0,056	-1,101	-2,952	-5,341	-8,269	0,1776
0,111	-1,124	-2,188	-3,449	-4,901	-0,267
0,167	-0,974	-1,649	-2,423	-3,263	-0,388
0,222	-0,829	-1,305	-1,823	-2,378	-0,407
0,278	-0,71	-1,054	-1,417	-1,809	-0,378
0,333	-0,596	-0,862	-1,124	-1,404	-0,341
0,389	-0,485	-0,689	-0,895	-1,101	-0,294
0,444	-0,388	-0,545	-0,699	-0,862	-0,231
0,500	-0,294	-0,417	-0,535	-0,658	-0,177
0,556	-0,213	-0,303	-0,398	-0,485	-0,117
0,611b	-0,134	-0,204	-0,276	-0,341	-0,057
0,667	-0,066	-0,117	-0,168	-0,213	-0,008
0,722	-0,008	-0,049	-0,083	-0,108	0,0401
0,778	0,048	0,0161	-0,008	-0,024	0,0793
0,833	0,0871	0,0715	0,0559	0,048	0,1101
0,889	0,1178	0,1101	0,1025	0,1101	0,1329
0,944	0,1404	0,1404	0,1479	0,1554	0,1479
1,000	1	1	1	1	1

Na Tabela 7.2.1 a seguir, mostrada as equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0008.

Tabela 7.2.1 – Equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0008.

Posição [x100%MCA]	Equação	Valor de R²
0,000	$C_p = -0,0677.AOA^2 - 0,0084.AOA + 1,0044$	1
0,056	$C_p = -0,0305.AOA^2 - 0,339.AOA + 0,1815$	1
0,111	$C_p = -0,3864.AOA - 0,0672$	0,9899
0,167	$C_p = -0,24.AOA - 0,2994$	0,9949
0,222	$C_p = -0,1646.AOA - 0,361$	0,9972
0,278	$C_p = -0,119.AOA - 0,3601$	0,9989
0,333	$C_p = -0,0885.AOA - 0,3341$	0,9997
0,389	$C_p = -0,0674.AOA - 0,2882$	0,9998
0,444	$C_p = -0,0524.AOA - 0,2302$	1
0,500	$C_p = -0,04.AOA - 0,1759$	0,9999
0,556	$C_p = -0,0307.AOA - 0,1187$	0,9998
0,611b	$C_p = -0,0236.AOA - 0,0606$	0,9993
0,667	$C_p = -0,0171.AOA - 0,012$	0,998
0,722	$C_p = -0,0124.AOA + 0,0326$	0,9855
0,778	$C_p = -0,0088.AOA + 0,0749$	0,9845
0,833	$C_p = -0,0052.AOA + 0,1056$	0,9724
0,889	$C_p = 0,0004.AOA^2 - 0,0064.AOA + 0,1334$	0,9745
0,944	$C_p = 0,0003.AOA^2 - 0,0028.AOA + 0,1473$	0,9587
1,000	$C_p = 1$	1

Do mesmo modo como foi feito para o perfil NACA0004, os gráficos a seguir (Figura 7.2) foram feitos utilizando os resultados de C_p em cada ponto ao longo do extradorso do aerofólio com a variação de AOA subtraindo o menor valor de C_p encontrado no detector, delimitando-se a região na qual se tem a possibilidade de formação do gelo não-detectável para o perfil NACA0008 com a variação do AOA.

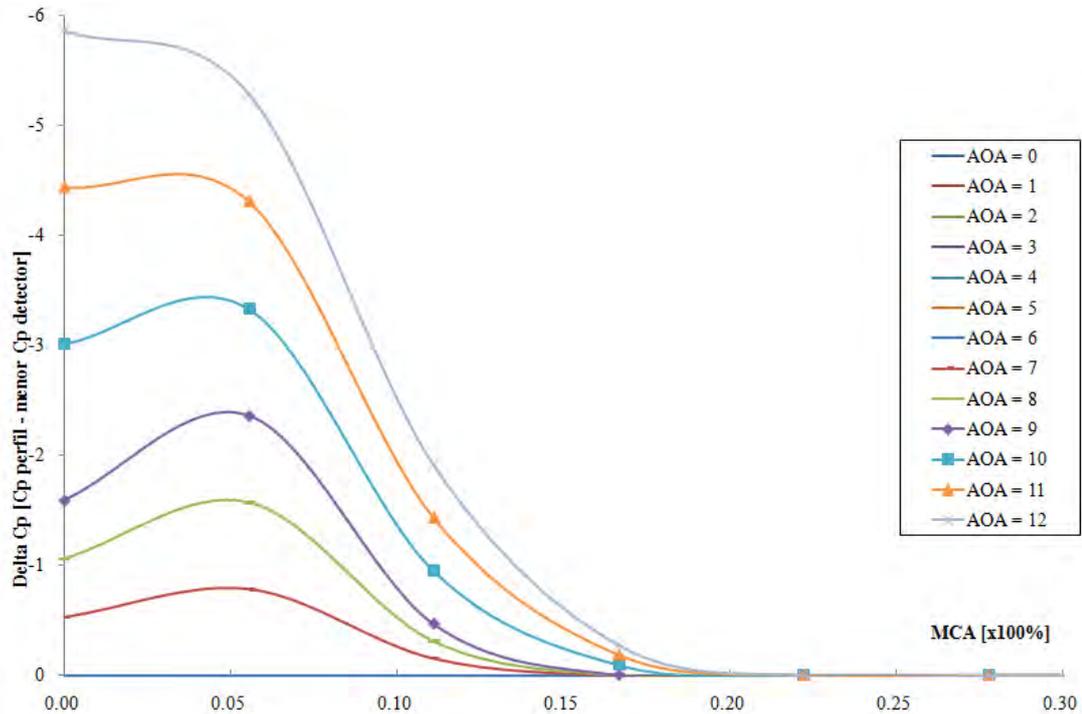


Figura 7.2 – Avaliação da susceptibilidade a formação de gelo não-detectável, perfil NACA0008.

Da Figura 7.2, observa-se que a partir de AOA de 6° tem-se o aparecimento de uma região na superfície do perfil onde há condições propícias a formação de gelo não-detectável, do mesmo modo como ocorrido no perfil NACA0004, com o aumento do AOA esta região de susceptibilidade a formação tende a aumentar, ou seja, quanto maior o AOA maior a possibilidade de formação do gelo não-detectável.

Comparando-se ao obtido para no perfil NACA0004, o NACA0008 apresenta uma diminuição da susceptibilidade à formação de gelo “não-detectável” representados pelo aumento do AOA mínimo para início da possibilidade de formação de gelo. Em compensação para o NACA0008 tem-se um aumento da área de possibilidade de formação de gelo. Com isso pode-se concluir que a variação de espessura do perfil NACA reduz a possibilidade de formação de gelo do tipo não-detectável, já anteriormente evidenciado na Figura. 6.2. Porém para um mesmo AOA este aumento de espessura do perfil aumenta a área de susceptibilidade de formação, o que na maioria dos casos, torna ainda mais crítica a ocorrência deste gelo, devido ao

aumento da região de formação, podendo esta se estender além dos limites da região protegida da aeronave.

7.3 PERFIL NACA0012

A seguir são mostrados dados da variação do C_p em função de AOA em cada um dos pontos na superfície do perfil NACA0012.

Tabela 7.3 – Resultados obtidos de C_p ao longo da superfície do extradorso do perfil NACA0012, com a variação de AOA.

AOA [graus]	0	3	6	9	12
Posição [x100%MCA]	Cp	Cp	Cp	Cp	Cp
0,000	1	0,6741	-0,313	-1,947	-4,195
0,056	0,3831	-0,585	-1,975	-3,78	-5,989
0,111	-0,249	-1,101	-2,145	-3,398	-4,822
0,167	-0,505	-1,148	-1,891	-2,729	-3,657
0,222	-0,585	-1,066	-1,609	-2,188	-2,808
0,278	-0,575	-0,951	-1,342	-1,769	-2,202
0,333	-0,535	-0,818	-1,112	-1,43	-1,742
0,389	-0,456	-0,678	-0,906	-1,136	-1,367
0,444	-0,369	-0,545	-0,721	-0,884	-1,054
0,500	-0,276	-0,407	-0,545	-0,678	-0,796
0,556	-0,186	-0,285	-0,388	-0,485	-0,575
0,611b	-0,1	-0,177	-0,258	-0,322	-0,388
0,667	-0,016	-0,083	-0,134	-0,186	-0,231
0,722	0,048	0,0081	-0,033	-0,066	-0,1
0,778	0,1101	0,0793	0,048	0,0241	0,0081
0,833	0,1554	0,1329	0,1178	0,1025	0,0948
0,889	0,1922	0,1776	0,1702	0,1628	0,1628
0,944	0,2067	0,2067	0,2067	0,2067	0,2139
1,000	1	1	1	1	1

Na Tabela 7.3.1 a seguir, são mostradas as equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0012.

Tabela 7.3.1 – Equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0012.

Posição [x100%MCA]	Equação	Valor de R ²
0,000	$C_p = -0,023.AOA^2 - 0,2553.AOA + 0,3846$	1
0,056	$C_p = -0,0357.AOA^2 - 0,0058.AOA + 1,0044$	1
0,111	$C_p = -0,0107.AOA^2 - 0,2525.AOA - 0,2473$	1
0,167	$C_p = -0,2628.AOA - 0,4091$	0,995
0,222	$C_p = -0,1856.AOA - 0,5378$	0,9977
0,278	$C_p = -0,1357.AOA - 0,5534$	0,999
0,333	$C_p = -0,1009.AOA - 0,522$	0,9994
0,389	$C_p = -0,076.AOA - 0,4525$	1
0,444	$C_p = -0,057.AOA - 0,3727$	0,9998
0,500	$C_p = -0,0437.AOA - 0,2782$	0,9993
0,556	$C_p = -0,0326.AOA - 0,1882$	0,9994
0,611b	$C_p = -0,0241.AOA - 0,1046$	0,9975
0,667	$C_p = -0,0177.AOA - 0,0234$	0,9949
0,722	$C_p = -0,0123.AOA + 0,0454$	0,9976
0,778	$C_p = -0,0086.AOA + 0,1058$	0,9846
0,833	$C_p = -0,0051.AOA + 0,151$	0,9724
0,889	$C_p = 0,0002.AOA^2 - 0,0052.AOA + 0,192$	0,9949
0,944	$C_p = 0,0001.AOA^2 - 0,0009.AOA + 0,2073$	0,8571
1,000	$C_p = 1$	1

Do mesmo modo como foi feito para o perfil NACA0004 e NACA0008, os gráficos a seguir, foram feitos utilizando os resultados de C_p em cada ponto ao longo do extradorso do detector com a variação de AOA subtraindo o menor valor de C_p encontrado no detector, delimitando a região na qual se tem a possibilidade de formação do gelo não-detectável para o perfil NACA0012 com a variação do AOA.

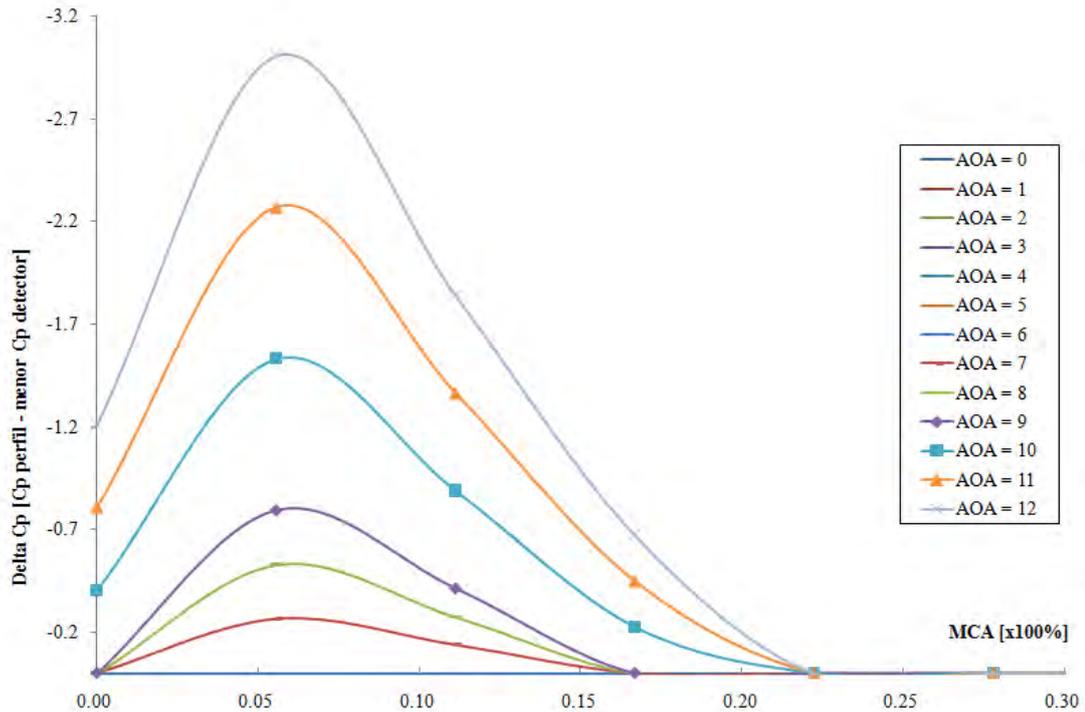


Figura 7.3 – Avaliação da susceptibilidade a formação de gelo não-detectável, perfil NACA0012.

Da Figura 7.3, observa-se que a partir de AOA de 6° o aparecimento de uma região na superfície do perfil onde há condições propícias a formação de gelo não-detectável, do mesmo modo como ocorrido nos perfis anteriores. Com o aumento do AOA esta região de susceptibilidade a formação tende a aumentar, ou seja, quanto maior o AOA maior o risco de ocorrer à formação do gelo não-detectável.

Ao se comparar com os perfis NACA0004 e NACA0008, o NACA0012 apresenta um deslocamento em direção ao bordo de fuga da região susceptível a formação, cobrindo uma região cada vez mais extensa da superfície do perfil, implicando que cada vez mais esta região de formação se distancia da região normalmente protegida contra a formação de gelo, o que caracteriza o aumento do risco que este tipo de gelo trará a segurança da aeronave caso ocorra.

7.4 PERFIL NACA0016

A seguir são mostrados dados da variação do C_p em função de AOA em cada um dos pontos na superfície do perfil NACA0016.

Tabela 7.4 – Resultados obtidos de C_p ao longo da superfície do extradorso do perfil NACA0016, com a variação de AOA.

AOA [graus]	0	3	6	9	12
Posição [x100%MCA]	C_p	C_p	C_p	C_p	C_p
0,000	1	0,7832	0,1329	-0,951	-2,438
0,056	0,5207	-0,231	-1,305	-2,714	-4,419
0,111	-0,177	-0,985	-1,975	-3,147	-4,495
0,167	-0,575	-1,256	-2,031	-2,903	-3,869
0,222	-0,742	-1,268	-1,864	-2,499	-3,18
0,278	-0,763	-1,184	-1,623	-2,102	-2,59
0,333	-0,721	-1,042	-1,379	-1,729	-2,087
0,389	-0,626	-0,873	-1,136	-1,392	-1,649
0,444	-0,515	-0,699	-0,895	-1,089	-1,28
0,500	-0,388	-0,535	-0,678	-0,818	-0,951
0,556	-0,267	-0,378	-0,485	-0,585	-0,678
0,611b	-0,142	-0,231	-0,303	-0,378	-0,446
0,667	-0,041	-0,1	-0,151	-0,204	-0,249
0,722	0,0559	0,0161	-0,024	-0,057	-0,091
0,778	0,1329	0,1025	0,0793	0,0559	0,0401
0,833	0,1994	0,1776	0,1628	0,1479	0,1404
0,889	0,2423	0,2282	0,221	0,221	0,221
0,944	0,2703	0,2633	0,2633	0,2633	0,2703
1,000	1	1	1	1	1

Na Tabela 7.4.1 a seguir, são mostradas as equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0016.

Tabela 7.4.1 – Equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0016.

Posição [x100%MCA]	Equação	Valor de R^2
0,000	$C_p = -0,0236.AOA^2 - 0,0037.AOA + 1,0026$	1
0,056	$C_p = -0,0178.AOA^2 - 0,1985.AOA + 0,5227$	1
0,111	$C_p = -0,3599.AOA + 0,0037$	0,9903
0,167	$C_p = -0,2745.AOA - 0,48$	0,9953
0,222	$C_p = -0,2036.AOA - 0,6892$	0,9976
0,278	$C_p = -0,1524.AOA - 0,738$	0,9989
0,333	$C_p = -0,114.AOA - 0,7078$	0,9995
0,389	$C_p = -0,0855.AOA - 0,6223$	0,9999
0,444	$C_p = -0,064.AOA - 0,5115$	0,9999
0,500	$C_p = -0,047.AOA - 0,3922$	0,9996
0,556	$C_p = -0,0343.AOA - 0,2728$	0,9987
0,611b	$C_p = -0,0252.AOA - 0,1492$	0,9978
0,667	$C_p = -0,0173.AOA - 0,0448$	0,998
0,722	$C_p = -0,0122.AOA + 0,0533$	0,9976
0,778	$C_p = -0,0077.AOA + 0,1286$	0,9884
0,833	$C_p = -0,0049.AOA + 0,1952$	0,9724
0,889	$C_p = 0,0003.AOA^2 - 0,005.AOA + 0,2417$	0,9834
0,944	$C_p = 0,0002.AOA^2 - 0,0026.AOA + 0,2701$	0,9524
1,000	$C_p = 1$	1

Do mesmo modo como foi feito para o perfil NACA0004, NACA0008 e NACA0012, os gráficos a seguir, foram feitos utilizando os resultados de C_p em cada ponto ao longo do extradorso do detector com a variação de AOA subtraindo o menor valor de C_p encontrado no detector, nos delimitando a região na qual se tem a possibilidade de formação do gelo não-detectável para o perfil NACA0016 com a variação do AOA.

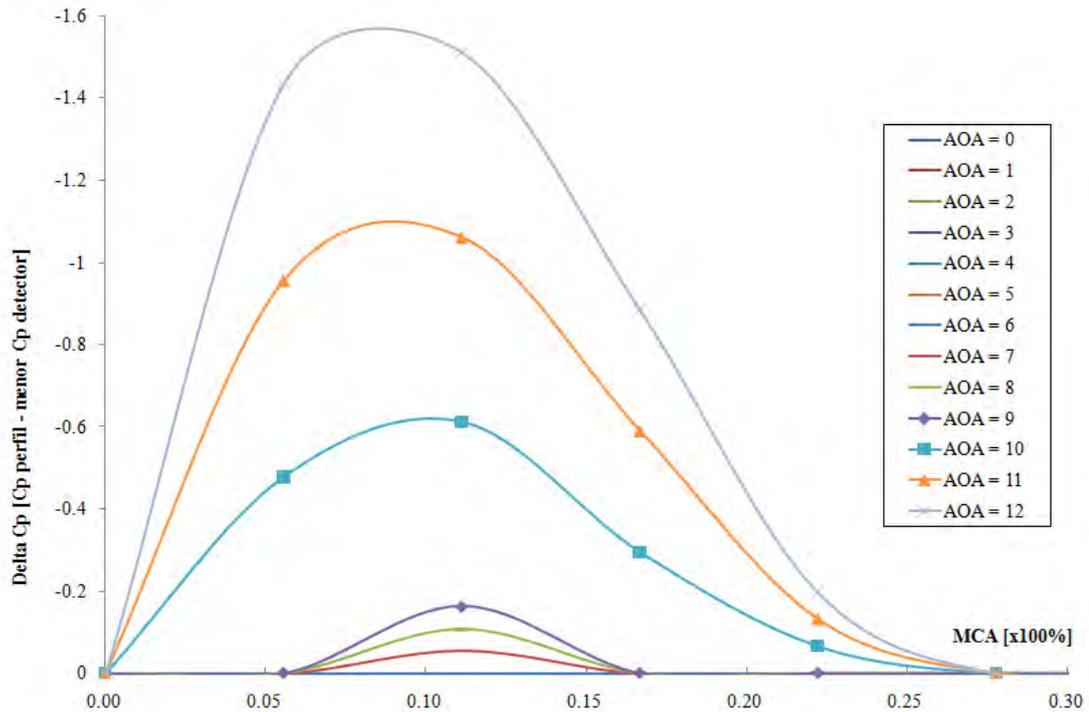


Figura 7.4 – Avaliação da susceptibilidade a formação de gelo não-detectável, perfil NACA0016.

Da Figura 7.4, observa-se que a partir de AOA de 6° tem-se o aparecimento de uma região na superfície do perfil onde há condições propícias a formação de gelo não-detectável, do mesmo modo como ocorrido nos perfis anteriores, com o aumento do AOA esta região de susceptibilidade a formação tende a aumentar, ou seja, quanto maior o AOA, mais provável e crítica se tornam a formação do gelo não-detectável.

Comparando-se com os perfis NACA0004, NACA0008 e NACA0012, o NACA0016 apresenta a região susceptível de maneira ainda mais deslocada em direção ao bordo de fuga, agravando cada vez mais o impacto que esta formação resulta na segurança de vôo da aeronave.

7.5 PERFIL NACA0020

A seguir são mostrados dados da variação do C_p em função de AOA em cada um dos pontos na superfície do perfil NACA0020.

Tabela 7.5 – Resultados obtidos de C_p ao longo da superfície do extradorso do perfil NACA0020, com a variação de AOA.

AOA [graus]	0	3	6	9	12
Posição [x100%MCA]	C_p	C_p	C_p	C_p	C_p
0,000	1	0,8394	0,3509	-0,456	-1,57
0,056	0,6113	0,0081	-0,873	-2,017	-3,398
0,111	-0,091	-0,829	-1,755	-2,84	-4,085
0,167	-0,606	-1,28	-2,073	-2,968	-3,94
0,222	-0,862	-1,43	-2,059	-2,745	-3,466
0,278	-0,94	-1,392	-1,878	-2,393	-2,935
0,333	-0,906	-1,256	-1,636	-2,017	-2,408
0,389	-0,807	-1,077	-1,367	-1,649	-1,933
0,444	-0,668	-0,873	-1,089	-1,293	-1,506
0,500	-0,505	-0,668	-0,818	-0,974	-1,124
0,556	-0,35	-0,465	-0,585	-0,689	-0,796
0,611b	-0,195	-0,285	-0,369	-0,446	-0,515
0,667	-0,057	-0,125	-0,177	-0,231	-0,276
0,722	0,0559	0,0161	-0,024	-0,057	-0,091
0,778	0,1554	0,1254	0,1025	0,0793	0,0637
0,833	0,2353	0,2139	0,1994	0,1849	0,1849
0,889	0,2909	0,2772	0,2703	0,2633	0,2703
0,944	0,3179	0,3179	0,3179	0,3179	0,3245
1,000	1	1	1	1	1

Na tabela a seguir são mostradas as equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0020.

Tabela 7.5.1 – Equações que descrevem a variação do C_p em função do AOA para cada um dos pontos na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico NACA0020.

Posição [x100%MCA]	Equação	Valor de R²
0,000	$C_p = -0,0177.AOA^2 - 0,0025.AOA + 1,002$	1
0,056	$C_p = -0,0144.AOA^2 - 0,1615.AOA + 0,6151$	1
0,111	$C_p = -0,3333.AOA + 0,08$	0,9902
0,167	$C_p = -0,2785.AOA - 0,5022$	0,995
0,222	$C_p = -0,2175.AOA - 0,8073$	0,9978
0,278	$C_p = -0,1664.AOA - 0,909$	0,9987
0,333	$C_p = -0,1255.AOA - 0,8915$	0,9996
0,389	$C_p = -0,0941.AOA - 0,8018$	0,9999
0,444	$C_p = -0,0699.AOA - 0,6664$	0,9999
0,500	$C_p = -0,0515.AOA - 0,5088$	0,9998
0,556	$C_p = -0,0372.AOA - 0,3541$	0,9992
0,611b	$C_p = -0,0267.AOA - 0,2018$	0,9973
0,667	$C_p = -0,0181.AOA - 0,0648$	0,9949
0,722	$C_p = -0,0122.AOA + 0,0533$	0,9976
0,778	$C_p = -0,0076.AOA + 0,1511$	0,9884
0,833	$C_p = -0,0043.AOA + 0,2296$	0,9219
0,889	$C_p = 0,0003.AOA^2 - 0,0058.AOA + 0,2913$	0,8571
0,944	$C_p = 0,0001.AOA^2 - 0,0008.AOA + 0,3184$	0,9744
1,000	$C_p = 1$	1

Do mesmo modo como foi feito para o perfil NACA0004, NACA0008, NACA0012 e NACA0016, os gráficos a seguir, foram feitos utilizando os resultados de C_p em cada ponto ao longo do extradorso do detector com a variação de AOA subtraindo o menor valor de C_p encontrado no detector, delimitando a região na qual se têm a possibilidade de formação do gelo não-detectável para o perfil NACA0020 com a variação do AOA.

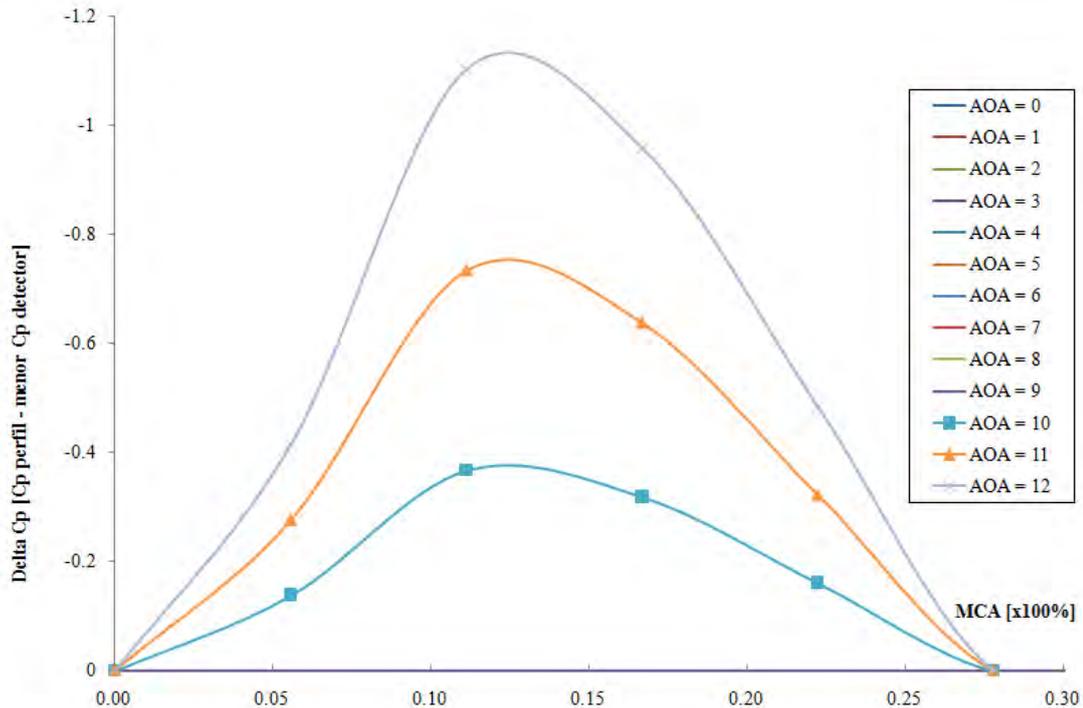


Figura 7.5 – Avaliação da susceptibilidade a formação de gelo não-detectável, perfil NACA0020.

Da Figura 7.5, observa-se que a partir de AOA de 9° tem-se o aparecimento de uma região na superfície do perfil onde há condições propícias a formação de gelo não-detectável. Do mesmo modo como ocorrido nos perfis anteriores, com o aumento do AOA esta região de susceptibilidade a formação tende a aumentar, ou seja, quanto maior o AOA maior o risco de termos a formação do gelo não-detectável.

Ao se comparar com os perfis anteriores, o NACA0020 também apresenta um deslocamento ainda mais acentuado em direção ao bordo de fuga da região de susceptível a formação de gelo não-detectável, agravando a criticalidade que esta formação induz neste perfil aerodinâmico.

8. COMPARAÇÃO ENTRE OS RESULTADOS

De posse dos dados, equações e gráficos obtidos (que descrevem a variação da “susceptibilidade” de formação de gelo não-detectável em cada um dos pontos do extradorso para vários perfis simétricos NACA), pode-se elaborar um modelo geral

que resultará em duas importantes relações que, em substituição as análises feitas anteriormente para cada perfil, fornecerá o valor de $AOA_{mínimo}$ para que, a partir deste, ocorram pontos no extradorso do perfil com possibilidade de formação de gelo não-detectável, e $Posição_{inicial}$ que é a posição na superfície do perfil onde este gelo esta previsto ocorrer.

Estas equações são de grande utilidade tanto para o projetista do sistema de proteção contra a formação de gelo a ser empregado na aeronave, quando para a Autoridade Certificadora que tem por obrigação garantir a segurança dos usuários do transporte aéreo.

A seguir é mostrado um gráfico que relaciona, através de uma curva polinomial, a variação do $AOA_{inicial}$ (representado no eixo das ordenadas) necessário que haja o aparecimento de um ponto na superfície do extradorso de um determinado perfil (eixo das abscissas) um C_p menor que o menor C_p encontrado no detector cilíndrico, ou seja ponto no qual a temperatura seja menor que a menor temperatura no detector, conseqüentemente possibilidade de formação de gelo não-detectável.

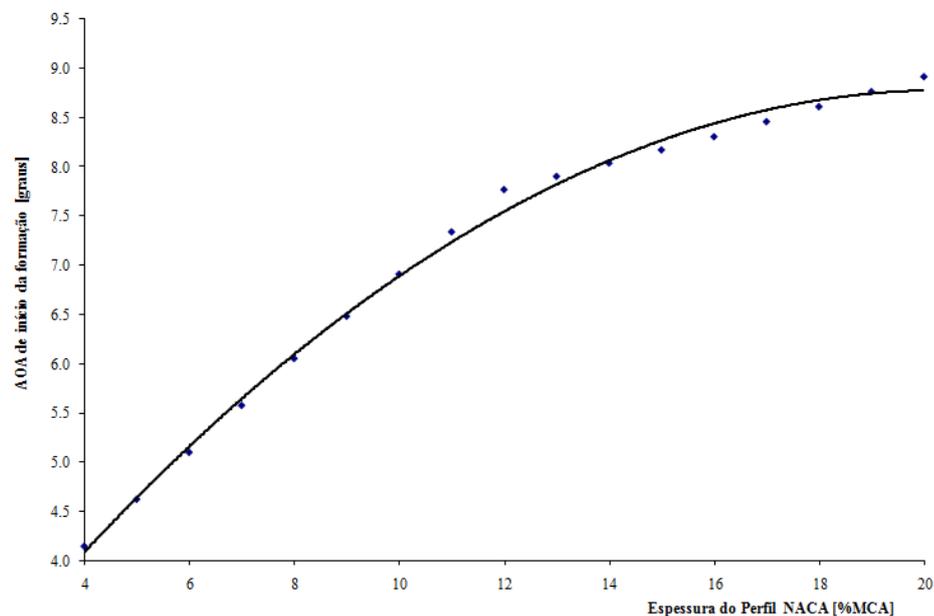


Figura 8.1 – Curva que descreve o comportamento da variação do menor AOA para que existam regiões sobre o perfil simétrico NACA estudado, com possibilidade de formação de gelo não-detectável.

Deste gráfico pode-se obter a equação (8.1), que descreve ($R^2=0,996$) a tendência de variação do valor do $AOA_{inicial}$ para perfis simétricos NACA compreendidos entre NACA0004 e NACA0020, onde a partir deste valor se tem regiões na superfície do extradorso do perfil a ser estudado com pressões menores que a menor pressão encontrado ao redor do detector cilíndrico de gelo. Região este susceptível a formação de gelo não-detectável.

$$AOA_{inicial} = -0,0174 .espessura^2 + 0,7109 .espessura + 1,5165 \quad (8.1)$$

Onde:

Espessura é dada em %MCA;

$AOA_{inicial}$ é o ângulo de ataque inicial no qual a partir deste começa a existir regiões com possibilidade de formação de gelo não-detectável e é dado em graus.

Do mesmo modo como foi feita a relação entre o perfil escolhido para ser empregado nas asas/empenagens e que através do gráfico/equação, representado pela figura anterior, pode-se obter a $Posição_{inicial}$ onde inicialmente estaria localizado na superfície do extradorso do perfil, deste ponto de início da formação de gelo não-detectável para o dado valor do $AOA_{inicial}$ obtido da figura anterior.

Obs: A escolha de um polinômio linear para descrever o comportamento da variação do Posição Inicial, Figura 8.2, deveu-se ao fato de que devido as limitações de discretização intrínsecas do *software* utilizado para obtenção dos valores locais de C_p ao longo de toda a extensão do extradorso do perfis estudados.

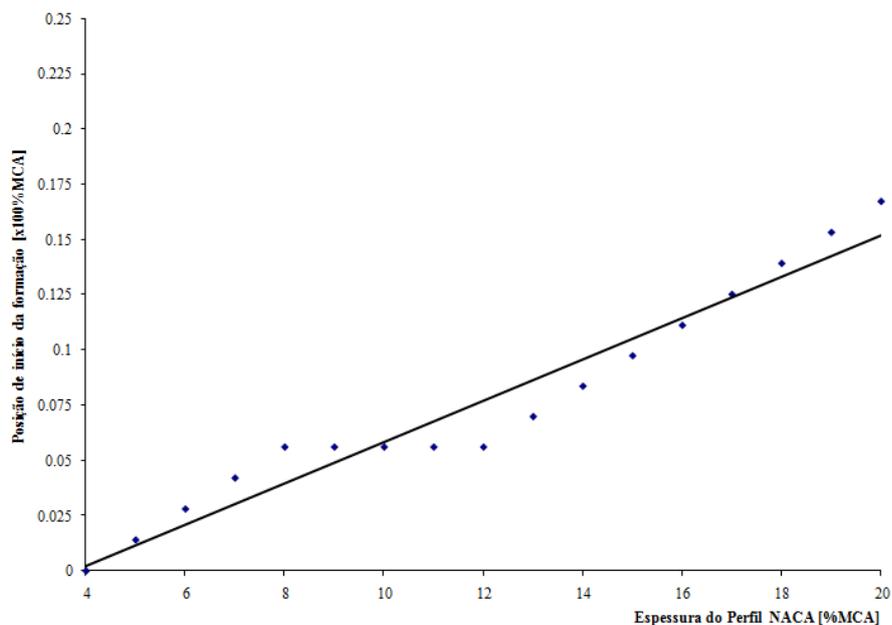


Figura 8.2 – Curva que descreve o comportamento da variação da posição inicial ao longo da superfície do extradorso de perfis simétricos NACA, onde se iniciará a formação de gelo não-detectável caso este ocorra.

Deste gráfico pode-se obter a equação (8.2), que descreve ($R^2=0,947$) a tendência de variação do valor da posição onde é esperado de se forme o gelo não-detectável caso este venha a se formar.

$$Posição_{inicial} = 0,009 . espessura - 0,034 \quad (8.2)$$

Onde:

Espessura é dada em %MCA;

Posição_{inicial} é a posição na superfície do extradorso do perfil correspondente a cota ao longo da MCA onde se iniciará a formação do gelo não-detectável.

Com a determinação destas duas equações (8.1) e (8.2) e dentre os perfis estudados, a metodologia empregada e as simplificações adotadas, caracteriza-se todo o fenômeno de formação de gelo não-detectável para a faixa de perfis simétricos

NACA entre NACA0004 e NACA0020 na qual se pode obter o $AOA_{inicial}$ para que a partir deste valor haja a possibilidade de ocorrência de gelo não-detectável e a Posição_{inicial}, que será a posição na qual o gelo não-detectável irá ocorrer caso o valor de $AOA_{inicial}$ seja excedido.

Este resultado tem suas principais aplicações no que tange o projeto inicial do sistema de proteção a ser empregado na aeronave, onde o projetista terá noção se os perfis utilizados no projeto das asas e empenagens estão ou não susceptíveis a formação de gelo não-detectável e caso estes estejam, como fazer para protegê-las. Esta equação também pode e deve ser utilizada pelas autoridades Aeronáuticas que conduzem o processo de certificação das aeronaves que operam em condições de formação de gelo, quanto a ser uma ferramenta fácil, rápida e efetiva na re-avaliação das aeronaves já certificadas e da avaliação das aeronaves cujo processo de certificação irá se iniciar.

Do mesmo modo como se obteve as equações de descrevem a variação do menor AOA onde a partir deste tem-se regiões na superfície do extradorso do perfil aerodinâmico estudado com possibilidade de formação de gelo não detectável bem como a posição ao longo da MCA onde esta região irá ocorrer, com o uso da teoria potencial “escoamento ideal”, aplicou-se esta mesma metodologia, agora utilizando os resultados obtidos experimentalmente e tabulados por *Ira H. Abbott e Albert E. Von Doenhoff*, que em 1949 publicaram a primeira edição do livro “*Theory of Wing Sections*” baseado em inúmeros ensaios feitos em túnel de vento da *National Advisory Committee for Aeronautics* – NACA (atual NASA) e que em 1959 sofreu uma re-edição coordenada por *Chevy Case*, chegando às mesmas relações utilizando-se agora dados experimentais.

A seguir (Figura 8.3) é mostrado um gráfico que relaciona, através de uma curva polinomial, a variação do $AOA_{inicial}$ (representado no eixo das ordenadas), utilizando os dados tabulados por ABBOTT.

Obs: o valor do menor C_p encontrado no detector cilíndrico foi retirado do livro “*Fluid Mechanics*”, escrito por *Frank M. White* descrevendo um ensaio de túnel de vento de um cilindro $\approx 5mm$ submetido a um escoamento com número de *Reynolds* $\approx 10^5$

(WHITE 1999), mesmo valor de *Reynolds* usado por *Abbott* para obter seus resultados de ensaios em túnel de vento (ABBOTT 1959).

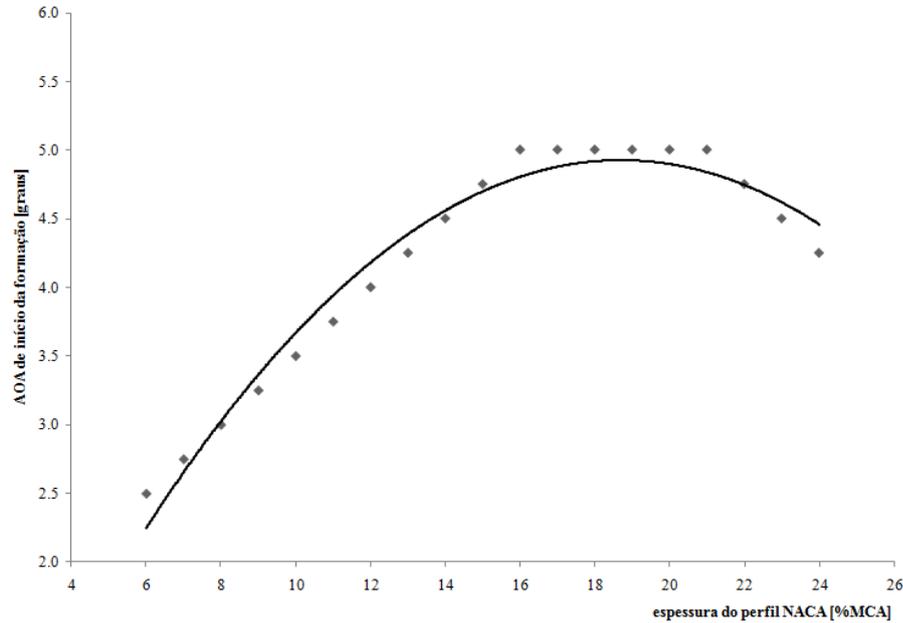


Figura 8.3 – Curva que descreve o comportamento da variação do menor AOA para que existam regiões sobre o perfil simétrico NACA estudado, com possibilidade de formação de gelo não-detectável usando os dados ABBOTT.

Deste gráfico pode-se obter a equação (8.3), que descreve ($R^2=0,971$) a tendência de variação do valor de $AOA_{inicial}$ para perfis simétricos NACA compreendidos entre NACA0006 e NACA0024, onde a partir deste valor tem-se regiões na superfície do extradorso do perfil a ser estudado com pressões menores que a menor pressão encontrado ao redor do detector cilíndrico de gelo. Região este susceptível a formação de gelo não-detectável.

$$AOA_{inicial} = -0,0166 .espessura^2 + 0,6204 .espessura - 0,8789 \quad (8.3)$$

Do mesmo modo como foi feita a relação entre o perfil escolhido para ser empregado nas asas/empenagens e que através do gráfico/equação, representado pela figura anterior, pode-se obter a $Posição_{inicial}$ onde inicialmente estaria localizado na

superfície do extradorso do perfil, deste ponto de início da formação de gelo não-detectável para o dado valor do $AOA_{inicial}$ obtido da figura anterior.

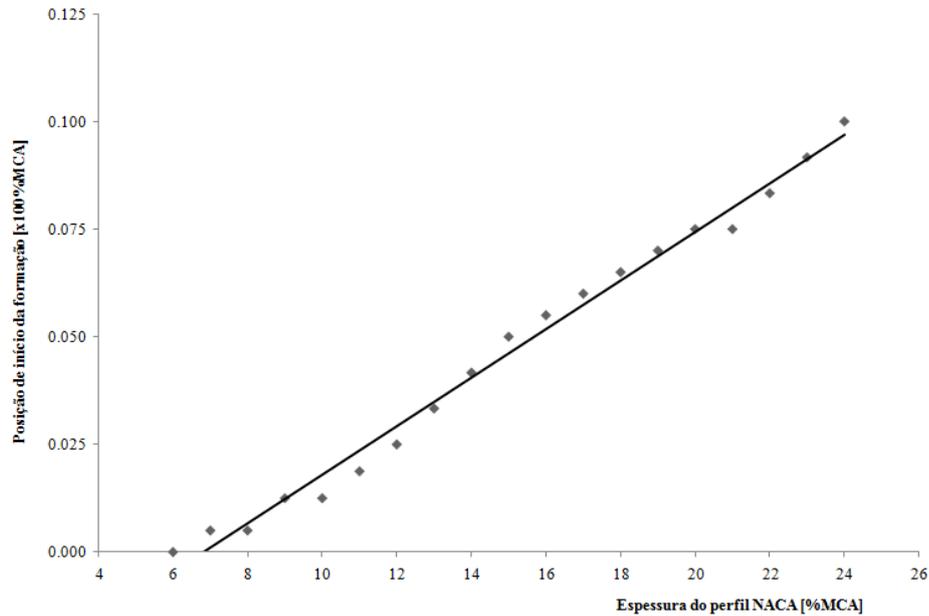


Figura 8.4 – Curva que descreve o comportamento da variação da posição inicial ao longo da superfície do extradorso de perfis simétricos NACA, onde se iniciará a formação de gelo não-detectável caso este ocorra.

Deste gráfico pode-se obter a equação (8.4), que descreve ($R^2=0,989$) a tendência de variação do valor da $Posição_{inicial}$ onde é esperado de se forme o gelo não-detectável caso este venha a se formar.

$$Posição_{inicial} = 0,0057 . espessura - 0,0385 \quad (8.4)$$

8.1 COMPARAÇÃO ENTRE OS RESULTADOS OBTIDOS E EXPERIMENTAIS

A seguir é descrito a comparação feita entre os resultados obtidos de menor AOA para que haja possibilidade de formação de gelo não-detectável e onde este irá ocorrer para diferentes perfis NACA simétricos, obtidos através do uso da teoria potencial, “fluido ideal” e os resultados experimentais (ABBOTT 1959), “fluido real”.

Tabela 8.1 – Comparação entre os resultados obtidos através do uso da teoria potencial e os resultados obtidos experimentalmente e tabulados pelo ABBOTT.

NACA	Teoria Potencial		ABBOTT	
	AOA _{inicial} [°]	Posição _{inicial} [x100%MCA]	AOA _{inicial} [°]	Posição _{inicial} [x100%MCA]
0006	5,16	0,0200	2,50	0,0000
0007	5,62	0,0290	2,75	0,0050
0008	6,09	0,0380	3,00	0,0050
0009	6,51	0,0470	3,25	0,0125
0010	6,89	0,0560	3,50	0,0125
0011	7,21	0,0650	3,75	0,0188
0012	7,54	0,0740	4,00	0,0250
0013	7,78	0,0830	4,25	0,0333
0014	8,02	0,0920	4,50	0,0417
0015	8,27	0,1010	4,75	0,0500
0016	8,37	0,1100	5,00	0,0550
0017	8,47	0,1190	5,00	0,0600
0018	8,57	0,1280	5,00	0,0650
0019	8,67	0,1370	5,00	0,0700
0020	8,77	0,1460	5,00	0,0750
0021	8,77	0,1550	5,00	0,0750
0022	8,70	0,1640	4,75	0,0833
0023	8,63	0,1730	4,50	0,0917
0024	8,56	0,1820	4,25	0,1000

A seguir tem-se a mesma comparação feita em formato gráfico dentre os valores de AOA_{inicial} (Figura 8.5) e de Posição_{inicial} (Figura 8.6) para diversos perfis simétricos NACA, obtidos experimentalmente (ABBOTT 1959) e obtidas teoricamente, através do uso da teoria potencial.

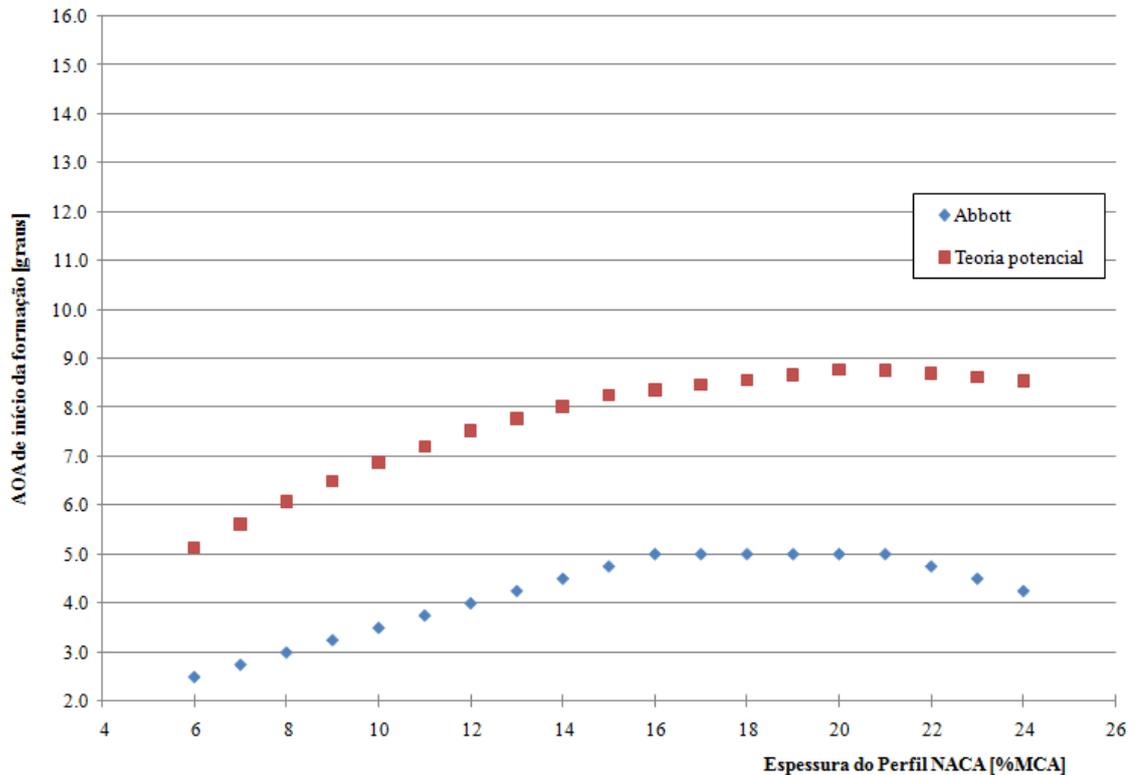


Figura 8.5 – Gráfico com a comparação dentre os valores do menor AOA para que existam regiões sobre o perfil simétrico NACA, através do uso da teoria potencial e dos valores obtidos experimentalmente.

Deste gráfico pode-se observar que mesmo com o uso de teoria potencial (fluido ideal), a o comportamento da variação da $AOA_{inicial}$ descreve a tendência parabólica da variação do $AOA_{inicial}$, com o aumento da espessura do perfil simétrico NACA.

Realmente os resultados obtidos através do uso da teoria potencial parecem diferir dos resultados experimentais de através de um valor fixo “constante”, porém sabe-se que isto não é bem verdade sendo que os fenômenos viscosos presentes nos escoamentos reais são extremamente complexos, e não podem ser ajustados através de uma simples constante.

O que se pode concluir, é que para estas condições específicas: velocidade do escoamento de ar ($Re = 10^5$) e somente para a família de perfis simétricos NACA (0006 - 0024), através de uma simples subtração de um valor praticamente constante ($\approx 3,5^\circ$) aplicado a Eq. 8.1 pode-se chegar a um resultado bastante próximo ao obtido

experimentalmente (Eq. 8.3) e assim através do uso da teoria potencial descrever com suficiente fidelidade o que ocorre experimentalmente.

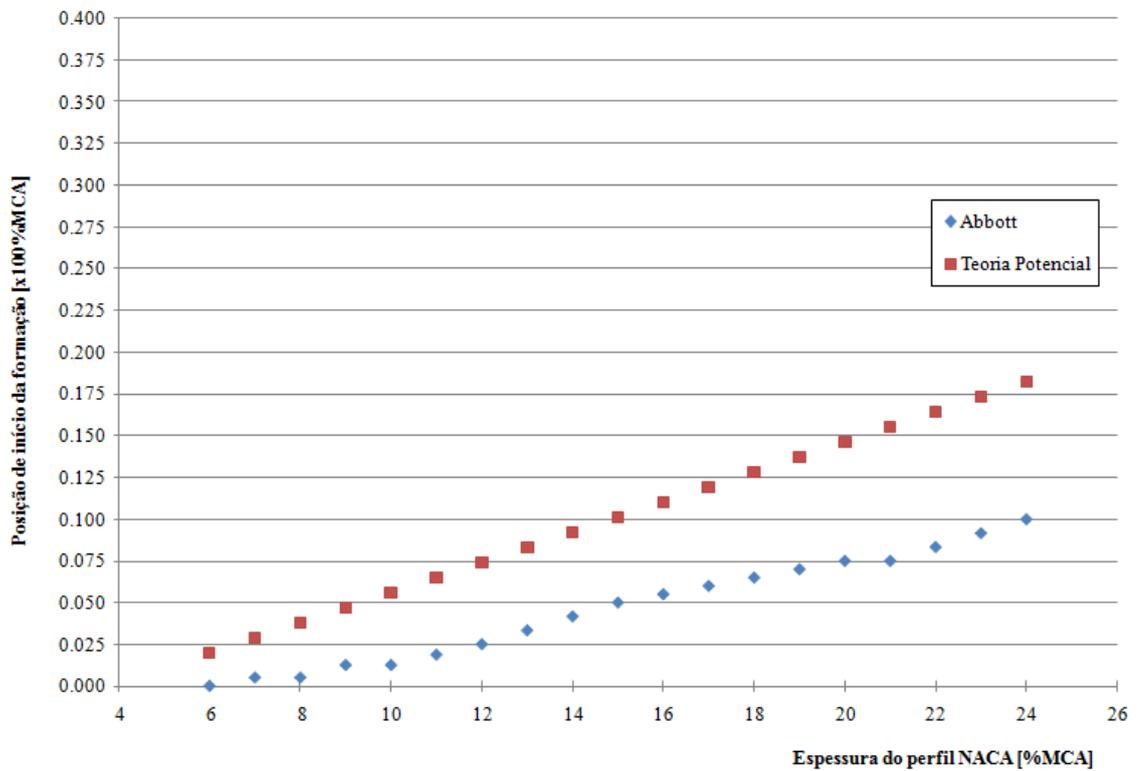


Figura 8.6 – Gráfico com a comparação dentre os valores obtidos de localização da possível formação de gelo não-detectável para diversos perfis simétricos NACA, através do uso da teoria potencial e dos valores obtidos experimentalmente.

Quando ao uso da teoria poencial para previsão da Posição_{inicial}, pode-se observar que estes, apesar de numericamente diferentes dos valores obtido com o uso dos dados experimentais, o comportamento da variação da Posição_{inicial} descreve a tendência linear da variação do Posição_{inicial} com o aumento da espessura do perfil simétrico NACA, porém com inclinações diferentes, o que indica que o uso da Eq. 8.2 para determinar à região susceptível a formação de gelo não-detectável é mais conservativa, resultante do uso da Eq. 8.4, ou seja, o emprego da Teoria Potencial para determinação desta região de susceptibilidade está a favor da segurança de vôo, sendo que se o projetista do sistema de proteção utilizar a Eq. 8.2 estará protegendo o perfil

além dos limites previstos pela Eq. 8.4, o que do ponto de vista de garantia da segurança é melhor.

Pode-se ainda verificar que para ambos os resultados, a localização estimada na superfície do extradorso do perfil simétrico NACA estudado, onde possivelmente o gelo não-detectável estaria inicialmente ocorrendo fica em torno de 10% da MCA, valor de posição este que pode ser aferido através do uso não somente dos resultados obtidos no túnel de vento descrito na secção 4, deste trabalho, mas também das fotografias retiradas da literatura (SAE AIR-5504 e FAA/AC 25.1419-A1) onde pode-se estimar a posição em torno de 10%MCA ao longo de 2 perfis aerodinâmicos a formação do mesmo tipo de gelo, resultado do formação não-detectável.

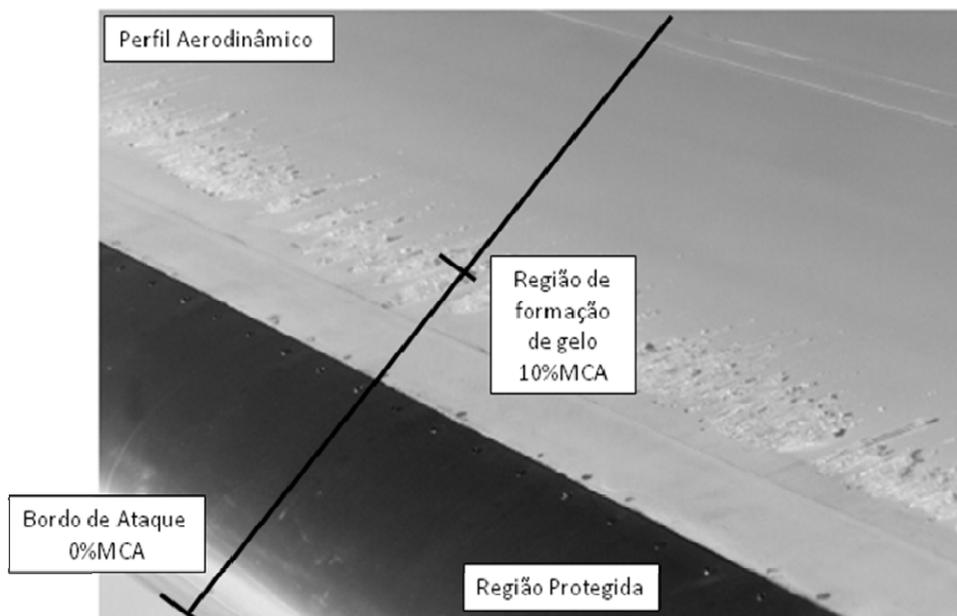


Figura 8.7 – Fotografia com a formação do gelo tipo ‘clear ice’ com a posição de ocorrência deste gelo (SAE AIR-5504).

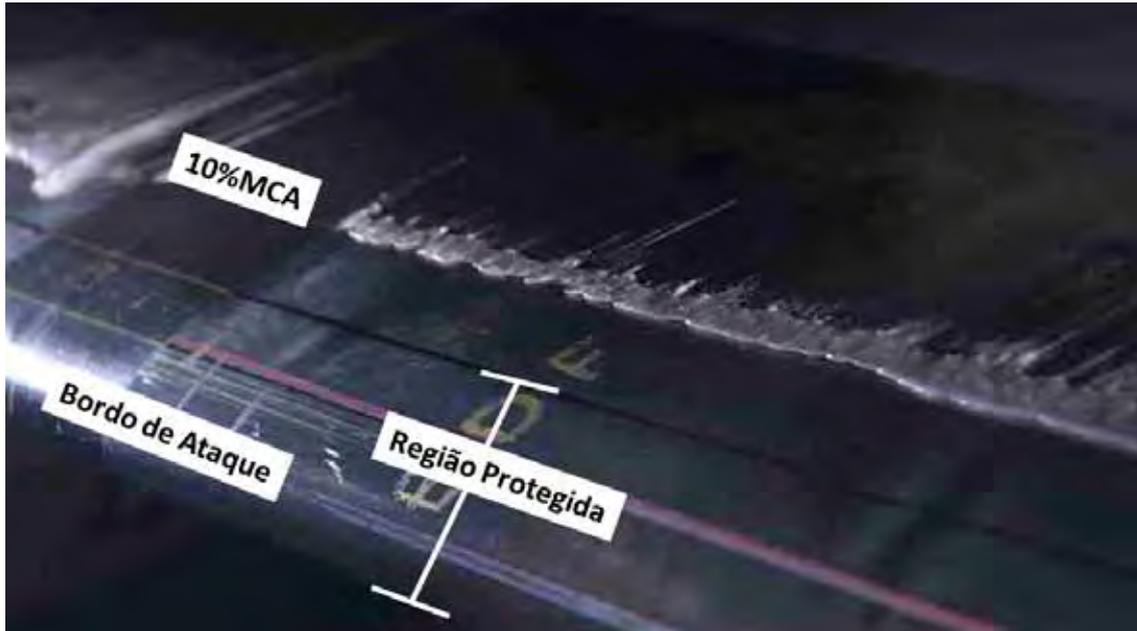


Figura 8.8 – Fotografia com a formação do gelo tipo ‘clear ice’ com a posição de ocorrência deste gelo (FAA/AC 25.1419-A1).

Pode-se observar ainda das Figuras 8.7 e 8.8, que este tipo de gelo, como este trabalho anteriormente previu, se forma em regiões distantes das regiões protegidas por sistemas de controle e previsão de gelo, o que torna este fenômeno de formação de gelo ‘clear ice’ naturalmente perigoso, e caso este se formar de maneira não-detectável, a sua criticalidade se acentua ainda mais, o que resulta na caracterização deste fenômeno de formação de gelo não-detectável com um dos principais perigos à segurança de voo na atualidade.

9. CONCLUSÕES

Demonstrou-se que a formação de gelo em vôo e sua detecção imediata são de extrema importância para a segurança de vôo visto que, dependendo do tipo, local e tamanho onde ocorra esta formação, pode-se ter desde um simples e desprezível aumento no arrasto até a perda de controle e conseqüente queda da aeronave.

Do resultado de túnel de vento, obteve-se a comprovação experimental da possibilidade de ocorrência de um tipo peculiar de gelo que pode ocorrer em vôo do aeronaves equipadas com detectores de gelo do tipo *Magneto-Strictive* (detector cilíndrico) e que, se houver esta possibilidade de formação de gelo é de responsabilidade tanto do fabricante da Aeronave em propor meios de reduzir ou eliminar esta possibilidade de ocorrência quanto da Autoridade Aeronáutica garantir que esta aeronave opere com segurança mesmo nas condições adversas de formação de gelo.

Da literatura consultada, verificou-se que a ocorrência deste gelo não-detectável, nunca antes havia sido relatada, sendo o seu mecanismo de formação e o porquê de sua não detectabilidade era até então desconhecida pela comunidade aeronáutica.

Constatou-se que a formação deste gelo não-detectável decorre de uma variação da formação conhecida como '*clear ice*', mas que se forma a temperaturas acima daquelas prevista na literatura e em regiões onde as pressões são menores do que aquelas encontradas ao redor do detector cilíndrico do tipo *Magneto-Strictive*. Baseado nesta constatação optou-se pelo uso do número adimensional de *Euler* (Coeficiente de Pressão – C_p como é conhecido no ambiente Aeronáutico) para relacionar as condições de pressões e velocidade locais na superfície do extradorso de asas e empenagens com as respectivas condições de menor pressão e velocidade encontrada ao redor do detector de gelo cilíndrico. Assim têm-se condições de avaliar o grau de susceptibilidade de um determinado ponto na superfície do perfil quanto à possibilidade de formação do gelo não-detectável.

Os resultados obtidos de $AOA_{inicial}$, através do uso da teoria potencial, apesar de coincidirem na tendência, variação parabólica com o aumento da espessura do perfil

estudado, mostraram diferir dos resultados experimentais praticamente de um valor fixo. Porém sabe-se que os fenômenos viscosos presentes nos escoamentos reais são extremamente complexos, e não podem ser simplesmente ajustados através de uma constante, ficando o valor encontrado, válido somente no ajuste da teoria potencial para os resultados reais dos casos aqui estudados.

Quanto ao uso da teoria potencial para previsão da Posição_{inicial}, pode-se concluir que, apesar de numericamente diferentes dos valores obtidos experimentalmente, o comportamento da variação da Posição_{inicial} descreve a tendência linear da variação da Posição_{inicial}, ou seja, com o aumento da espessura do perfil simétrico NACA tem-se o distanciamento da Posição inicial de formação do gelo do bordo de ataque.

Ao se comparar os dados obtidos com o uso da teoria potencial e os dados experimentais de túnel de vento quanto ao local aproximado de formação do gelo, tem-se que o valor estimado fica em torno de 10% da MCA, coincidindo muito bem os resultados encontrados na literatura de formação de gelo do tipo ‘*clear ice*’, mesmo tipo de gelo que causa a formação não-detectável.

Este trabalho tem sua aplicação imediata nos processos atuais de projeto e certificação de aeronaves novas. Para aquelas que já foram certificadas, sugere-se que seus processos sejam revistos o quanto antes, buscando avaliar e eliminar esta condição insegura de operação (formação de gelo não-detectável em vôo), que até então não fora cientificamente estudada, contribuindo assim para a redução das estatísticas de acidentes causados por encontros de condições de formação de gelo em aeronaves quando em vôo, condição esta, que atualmente é uma das causas que provocam mais acidente na aviação mundial.

10. TRABALHOS FUTUROS

Estender esta metodologia, a todas as outras famílias de perfis NACA (5 e 6 dígitos), buscando encontrar outros meios/métodos de correção dos resultados obtidos através do uso da teoria potencial, para o ajuste aos resultados obtidos experimentalmente.

Aplicar os conceitos descritos neste trabalho para a avaliação de perfis aerodinâmicos quanto à susceptibilidade de formação de gelo não-detectável, através das diferenças de pressão entre o perfil aerodinâmico e o cilindro detector de gelo, utilizando outras teorias que não a potencial (soluções numéricas das equações de *Navier-Stokes*) que levam em consideração a viscosidade, compressibilidade de fluido para avaliar o quão próximo os resultados desta, estariam dos resultados obtidos através dos dados experimentais obtidos em túnel de vento, e posteriormente comparando-os aos resultados obtidos da teoria potencial já devidamente corrigida.

BIBLIOGRAFIA

ABBOTT, I. H. et all, **Theory of Wing Sections**, livro, 1959.

ANDERSON, J. D. J., **Fundamental of Aerodynamics**, 1984.

BENSON, T J., **Interactive Educational Tool for Classical Airfoil Theory**, Ohio: NASA Lewis Research Center, 1996.

BUCK, R., **Aircraft Icing**, Artigo da revista Safety Advisor Wheater No. 1, SA11-11/2002.

FAA /AC 25.1419-1A, **Certification of Transport Category Airplanes for Flight in Icing Conditions**, May 2004.

FAA /AC 91-51A, **Effect of Icing an Aircraft Control and Airplane Deice and Anti-ice Systems**, July 1996.

FAA /AC Draft 20-73A, **Aircraft Ice Protection**, February, 20 2003.

FAA Report of Symposium, Engineering and Manufacturing Division Flight Standards Service, **Aircraft Ice Protection**, April 1969.

FAA Technical Report ADS-4 – D.T. Bowden, A.E. Gensemer, and C.A. Skeen, General Dynamics/Convair, San Diego, California Under Contract FA-WA-4250, **Engineering summary of Airframe Icing Technical**, December 1963.

FAR 25.1301, **Function and Installation**, August, 29 2005.

FAR 25.1309, **Equipment, Systems, and Installation**, Amdt. 25–23, 35 FR 5679, Apr. 08 1970, as amended by amdt. 25-38,41 FR 55467, dec. 20 1976; Amdt. 25-41,42 FR 36970, July, 18 1977.

FAR 25.1419, **Ice Protection**, Amdt. 25–72, 55 FR 29785, July, 20 1990.

Folder BFGoodrich Aerospace, Rosemount Aerospace, **Primary and Advisory Ice Detection Systems**.

FOX, R.W., **Introdução à mecânica dos fluidos** / Tradução de A.M.S. Melo / 6 ed, 2005.

JACKSON, D. G., et all, **Certification and Integration Aspects of Primary Ice Detection System**, AIAA-2001-0398, January 2001.

JACKSON, D. G., et all, **Ludlam Limit Considerations on Cylinder Ice Accretion: Aerodynamics and Thermodynamics**, AIAA-2001-0679, January 2001.

KLIEWER D. et all, **Análise de perfis aerodinâmicos Joukowski**, artigo publicado na internet.

LEARMOUNT, D., **Breaking The Ice**, Artigo da revista Flight International, pg26-30, October 2005.

MESSINGER, B. L., **Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Air Speed**, Journal of Aeronautical Sciences, Vol. 20, nº 1, pp. 663-666, January 1953.

NIDE, G. C. R. F. J., Notas de Aula de **Aerodinâmica**, matéria de Pós Graduação/ITA AA-701, 2003.

Report No. DOT/FAA/CT-88/8-1 - **Aircraft Icing Handbook** (volumes 1, 2 e 3).

SAE AIR-4367, **Aircraft Ice Detectors and Icing Rate Measuring Instruments**, April 1995.

SAE AIR-5504, **Aircraft In flight Icing Terminology**, October 2002.

SAE ARP-4737 rev. E, **Aircraft Deicing/Anti-icing Methods**, November 2001.

SAE ARP-5903, **Droplet Impingement and Ice Accretion Computer Codes**, October 2003.

SCHLICHTING, H., **Aerodynamics of the airplane**, 1979.

SCHLICHTING, H., **Bound-Layer Theory**, 1959.

THEODORSEN, T., **Theory of Wing Sections of Arbitrary Shape**. NACA Report 411, 1931.

THEODORSEN, T. and GARRICK, I. E., **General Potential Theory of Arbitrary Wing Sections**. NACA Report 452, 1933.

VAN WYLEN G. J., Sonntag R. E., Borgnakke C., **Fundamental of Thermodynamics**, tradução da 6ª edição americana.

WHITE, F. M., **Fluid Mechanics**, 1999.

WNAG, M. et al., **Prediction of High Reynolds Number flow over a Circular Cylinder Using LES with Wall Modeling**, 2001.

ZAPAROLI, C. R et al., Notas de Aula de **Sistemas de Controle Ambientais I e II**, matéria de Pós Graduação/ITA ME-701 e ME-702, E. L.. Andrade, 2004.

ANEXO A - REQUISITOS E COMENTÁRIOS

O processo de certificação para que uma aeronave possa operar em condições de formação de gelo em vôo consiste em uma avaliação quando a mínima habilidade que esta deve possuir para poder operar em segurança quando submetida a condições formadoras de gelo. É dito habilidades mínimas visto que, estas obrigatoriamente devem ser demonstradas pelos fabricantes a Autoridade Aeronáutica durante o processo de certificação. Para isso a Autoridade valem-se de Leis Federais que suportam essa obrigatoriedade de demonstração de níveis mínimos de segurança por parte dos fabricantes, estas Leis são chamadas de CBA – Código Brasileiro do Ar. Estas Leis Federais impõem que umas séries de especificações técnicas sejam demonstradas, sendo que estas especificações (também chamados de regulamentos) têm a função de garantir os níveis mínimos de segurança que uma aeronave deve ter, este conjunto de requisitos são chamadas de RBHAs – Regulamento Brasileiro de Certificação Aeronáutica.

Porém como estes requisitos às vezes não são suficientemente claros e com o intuito da Autoridade Aeronáutica em nortear os fabricantes quanto os meios normalmente aceitáveis de demonstração do seu cumprimento a autoridade, pública ou adota de outras autoridades o que são chamados de MOC – ‘*Means of Compliance*’ que são os meios/métodos normalmente aceitos por parte da Autoridade Aeronáutica na demonstração de cumprimento com os níveis mínimos de segurança. Atualmente a Autoridade Brasileira aceita apenas as ACs (‘*Advisory Circular*’) e *Polices* (entendimento da autoridade ao texto do requisito), como meio de demonstração primário. Porém outras normas podem ser aceitas, dependendo de uma avaliação quanto a seu nível de segurança ser no mínimo equivalente aos encontrados nas ACs, a este meio alternativo de cumprimento com os requisitos aeronáuticos dá-se o nome de AMOCs (‘*Alternate Means of Compliance*’).

A seguir é apresentado alguns AMOCs: normas SAEs (‘*Society Automotive Engineer*’), ARP (‘*Aeronautic recomented Prattice*’), MILStandart (normas militares), etc.

Explicitado este cenário, e enfocando nos regulamentos que norteiam o projeto e certificação de aeronaves para operar em condições de formação de gelo em voo é importante ressaltar que para operação de aeronaves de Civas de Grande Porte categoria Civil a Autoridade Brasileira que é responsável por essa tarefa é a ANAC – Agência Nacional de Aviação Civil, que adota na íntegra os FARs (*Federal Aviation Regulations*) que são os regulamentos Norte Americanos emitidos pela FAA – *Federal Aviation Authority*, para aeronaves Civas de grande porte (FAR- 25 – *Large Transporte Category*) (FAR 25.1419 e FAA/AC 25.2429-1A).

A.1 ESCOPO DO REQUISITO RBHA/FAR 25.1419

A seguir é mostrado um resumo dos pontos principais que se espera que o fabricante demonstre durante a campanha de certificação de operação em condições de gelo em voo.

A empresa, com a aeronave candidata à certificação, deve demonstrar por análises, testes, ou uma combinação de análises e testes, que a sua aeronave é capaz de operar seguramente em todo o envelope de condições formadoras de gelo do FAR 25, Apêndice C FAR 25.1419 e FAA/AC 25.2429-1A), ao longo daquela porção do envelope dentro da qual o avião é certificado para operação (envelope de operação da aeronave).

O sistema de proteção contra gelo deve ser projetado para fornecer proteção ao avião quando está exposta às condições formadoras de gelo encontradas em serviço. Para isso o projeto dos sistemas devem considerar:

- as condições meteorológicas estabelecidas no FAR 25, Apêndice C.
- as condições operacionais que afetarão o acúmulo de gelo em superfícies protegidas e não protegidas do avião.
- as condições operacionais do motor (turbina ou hélice) que afetarão o acúmulo de gelo e/ou a disponibilidade de energia para operar o sistema de proteção contra gelo.

Alem dessas considerações, as seguintes recomendações são válidas:

- adequar o projeto da aeronave e seu respectivo envelope de operação para suportar as condições descritas dentro do envelope meteorológico do apêndice C da FAR 25.

- escolher a motorização (turbina ou hélice) associada com cada condição operacional do avião compatível com o envelope meteorológico do apêndice C da FAR 25.

Realizar um estudo prévio (modelagem e/ou testes em túnel em nível de desenvolvimento) buscando definir:

- quais as superfícies que requerem proteção contra gelo e o tipo de proteção a ser utilizada.
- determinar a taxa de calor necessária para o anti-gelo/degelo.
- determinar a taxa de calor disponível para o sistema em análise.
- com base nos itens anteriores, prever o desempenho do sistema.
- determinar os pontos críticos.

A.1.1 Apêndice C do RBHA/FAR - 25

Para ser certificado para voar em condições formadoras de gelo, o avião deve ser capaz de operar de forma segura dentro do envelope de condições formadoras de gelo do Apêndice C da FAR 25, lembrando que a demonstração desse envelope é restringido de acordo com o envelope operacional da aeronave (FAR 25.1419 e FAA/AC 25.2429-1A).

A construção desses envelopes do FAR-25, leva em consideração as combinações entre os parâmetros meteorológicos no qual tem-se a formação de gelo.

Estes envelopes são definidos em termos de conteúdo de água no estado líquido (LWC), diâmetro efetivo de gotícula (MED – ‘*mean effective drop diameter*’ ou MVD’ *Mean Volume Droplet*’), altitude de vôo e temperatura do ar externo.

É importante salientar que estes envelopes foram resultados de um estudo realizado pela NACA (‘*National Advisory Committee for Aeronautics*’) na década de 40 e representa uma combinação desses 3 parâmetros, onde se acreditou ser representativo dos encontros de condições de formação de gelo na atmosfera real (modelo), este envelope não representam nenhuma relação física entre suas variáveis e sim de dados estatísticos tabulados.

Esta análise estatística cobre aproximadamente 99,9% das condições formadoras de gelo encontradas na natureza, ou seja, apenas 1 em cada 1000 nuvens

supostamente teria condições de formação de gelo fora das condições tabuladas pelos envelopes do apêndice C, normalmente estas condições estão relacionadas com altos valores de LWC e são chamadas de SLDs (*Supercooled Large Drops*) (FAA/AC 20-73A).

As condições meteorológicas do Apêndice C da FAR 25 são divididas de acordo com o tipo característico das nuvens: nuvens estratificadas são representadas no apêndice C no envelope de '*Continuous Maximum*', já nuvens do tipo cúmulos são representadas pelos envelopes de '*Intermittent Maximum*', como descrito a seguir:

1. '*Continuous Maximum*' – neste envelope têm-se geralmente nuvens do tipo '*Stratiform Clouds*' caracterizadas por:

- Grandes extensões horizontais – distância padrão de nuvem a ser considerada é de 17,4nm (32,2km),
- LWC menores que $0,8\text{g/m}^3$,
- Temperaturas maiores que -22F (-30°C) e
- MVD menores que 40 microns.

2. '*Intermittent Maximum*' – neste envelope têm-se geralmente nuvens do tipo '*Cumulous Clouds*' caracterizadas por:

- Pequenas extensões horizontais - distância padrão de nuvem a ser considerada é de: 2,6nm (4,8km),
- LWC maiores que 0,5 e menores que 3g/m^3 ,
- Temperaturas maiores que -40F (-40°C) e
- MVD menores que $50\mu\text{m}$.

Cada um desses envelopes busca cobrir características encontradas na atmosfera, o envelope de '*Continuous Maximum*' é caracterizado por um tempo de exposição maior, mas com uma taxa de acúmulo geralmente menor (devido aos menores LWC e MVD e Temperaturas maiores) comparativamente ao envelope de '*Intermittent Maximum*' que tem-se um tempo de exposição curto, porém com uma taxa de acúmulo bem maior.

A.2 CERTIFICAÇÃO DO AVIÃO PARA VÔOS EM CONDIÇÕES FORMADORAS DE GELO.

Os requisitos para a certificação da aeronave em condições formadoras de gelo estão distribuídos por seções. Uma seção estabelece os requisitos específicos para o gelo estrutural (superfície externa da parte estrutural do avião) para que seja demonstrada a concordância com o apêndice C da FAR 25. Adicionalmente, outras seções, tratam dos requisitos específicos para o motor (turbina), entrada de ar, hélices. Alguns dos requisitos relacionados com gelo devem ser satisfeitos mesmo se o avião não for certificado para voar em condições formadoras de gelo (FAA/AC 20-73A, FAA/AC 25.1419-1A, JACKSON AIAA 2001-0398, FAR 25.1419, 25.1301 e 25.1309).

O processo de certificação do avião é constituído de 4 principais etapas:

- Plano de certificação.
- Analises.
- Método de testes: Planejamento de teste em vôo e vôo de testes.
- Documentação.

ANEXO B – AEROFÓLIO E SUA NOMENCLATURA

No período entre os anos de 1912 a 1918 a análise de asas de aviões teve um grande avanço quando *Ludwig Prandtl* e seus colegas em *Göttingen*, Alemanha mostraram que o estudo de asas poderia ser feito em duas etapas:

- O estudo da seção reta da asa (aerofólio) e
- Modificação das propriedades deste aerofólio para obter asas (efeitos tridimensionais).

Esse procedimento é usado até os dias do hoje (NIDE 2003).

Mas afinal, o que é um aerofólio? Considere uma asa desenhada em perspectiva, Figura B1, A asa se estende na direção y , a direção da envergadura. A velocidade do escoamento não perturbado ∞V é paralela ao plano xz . Qualquer seção da asa cortada por um plano paralelo ao plano xz é chamada de aerofólio.

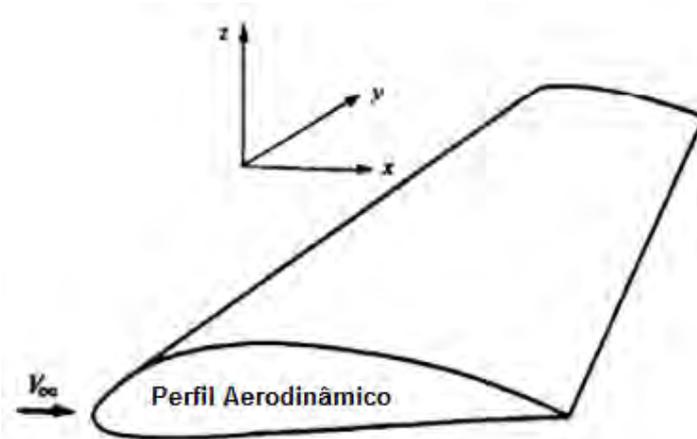


Figura B1 – Definição de aerofólio.

Horatio F. Philips, inglês, patenteou em 1884, pela primeira vez a geometria de um aerofólio. Ele foi um pioneiro em experimentos de aerofólios em túneis de vento. Mais tarde, em 1902, os irmãos *Wright* também realizaram testes em túneis de vento e desenvolveram aerofólios relativamente eficientes. Assim, nos primórdios da aviação, o projeto de aerofólios era um processo bastante artesanal. No início da década de 30, a *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA), que mais tarde se tornaria NASA, iniciou o processo de racionalização e sistematização no projeto de aerofólios.

Muitos desses aerofólios NACA ainda são utilizados nos dias de hoje. A nomenclatura criada pela NACA é um padrão muito conhecido e, portanto, é importante conhecê-la.

Considere o aerofólio abaixo (Figura B2). A linha de arqueamento médio, ou simplesmente linha média, é o lugar geométrico dos pontos equidistantes das superfícies inferiores e superior do aerofólio, sendo essa distância medida perpendicularmente a própria linha de arqueamento médio. Os pontos extremos da linha de arqueamento médio são o bordo de ataque, na parte frontal do aerofólio, e o bordo de fuga, na parte traseira do aerofólio. A reta ligando o bordo de ataque ao bordo de fuga é a linha da corda do aerofólio e a distância do bordo de ataque ao bordo de fuga medida ao longo da linha da corda é comumente chamada de corda, c , do aerofólio. O arqueamento é a maior distância entre a linha média e a linha da corda, medida perpendicularmente à linha da corda. A espessura do aerofólio é a distância entre as suas superfícies superior e inferior, medida perpendicularmente à linha de corda. A região do bordo de ataque é, em geral, circular com raio de, aproximadamente, $0,2c$. A forma geométrica dos aerofólios NACA é gerada a partir da linha de arqueamento médio, acrescentando-se, em torno dela, uma distribuição simétrica de espessura.

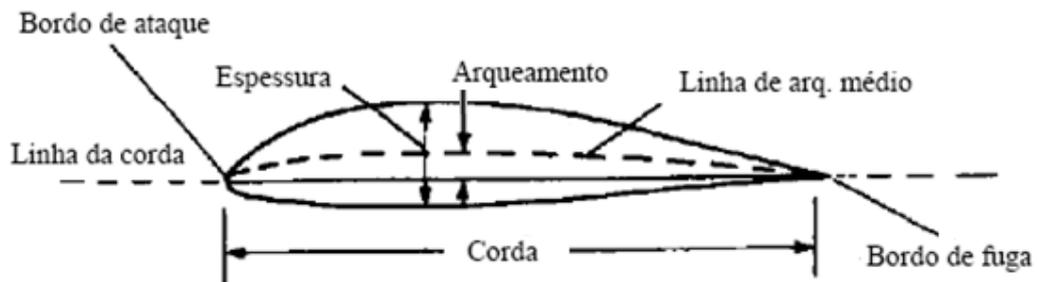
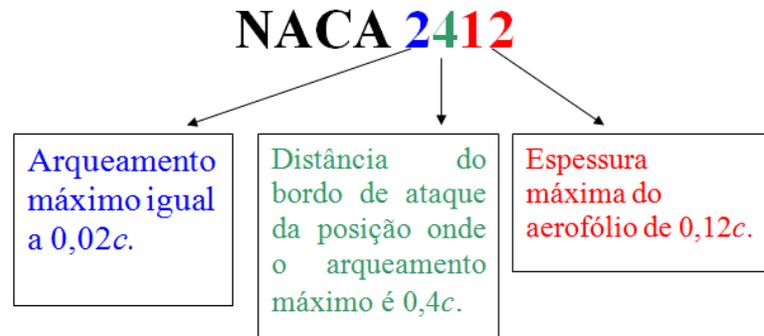


Figura B2 – Nomenclatura do aerofólio.

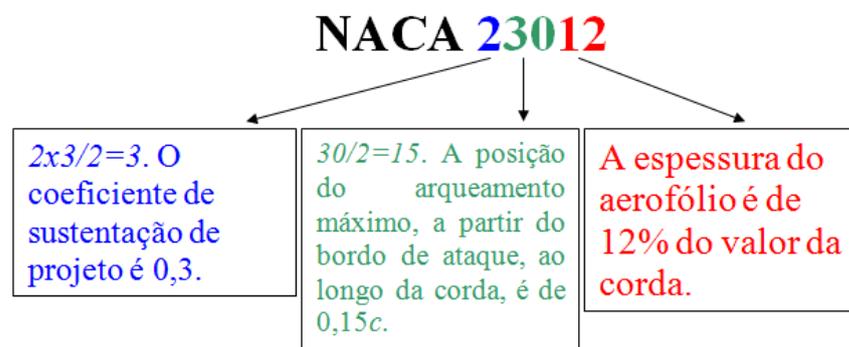
Um código introduzido pela NACA identifica os diferentes aerofólios através de um sistema numérico, onde cada número está relacionado com características importantes. Por exemplo, a primeira “família” de aerofólios NACA, desenvolvida na década de trinta, é a série NACA “de quatro dígitos”. O NACA2412 é um desses aerofólios. O primeiro dígito representa o arqueamento máximo, em centésimos da

corda. O segundo dígito representa a posição do arqueamento máximo, ao longo da corda, a partir do bordo de ataque, em décimos da corda. Os últimos dois dígitos representam a espessura máxima em centésimos da corda. Portanto,



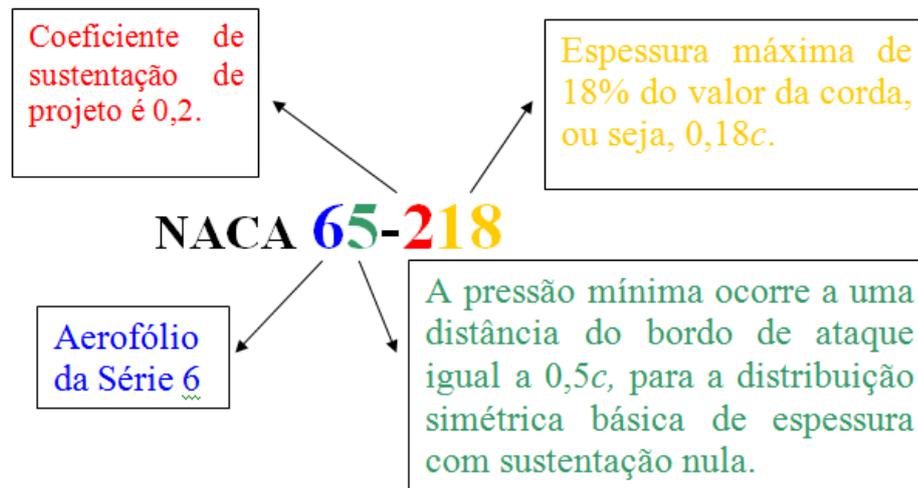
Um aerofólio sem arqueamento, isto é, no qual as linhas do arqueamento e da corda são coincidentes é chamado de simétrico. Um exemplo de aerofólio simétrico é o famoso NACA0012, cuja espessura máxima é de 12% da corda.

A segunda família NACA é a série de “cinco dígitos”, como o NACA23012. O primeiro dígito, quando multiplicado por $3/2$ resulta no coeficiente de sustentação de projeto dado em décimos. O coeficiente de sustentação de projeto é o valor teórico obtido cujo ângulo de ataque é tal que a inclinação da tangente a linha média, no bordo de ataque, é paralela a velocidade do escoamento não perturbado. Os dois próximos dígitos formam um número que quando dividido por 2, indica a posição ao longo da corda, medida a partir do bordo de ataque, e dada em centésimos de corda, onde o arqueamento é máximo. Os últimos dois dígitos representam a espessura máxima, em centésimo de corda. Portanto,



Uma das famílias NACA mais utilizadas é a “série seis”, desenvolvida durante a Segunda Guerra Mundial. Nesta família estão os aerofólios projetados para que o sobre eles escoamento seja laminar ao longo de 30 a 40% da corda (*laminar flow*

airfoils'). Um exemplo é o NACA65-218. Nesse caso, o primeiro dígito identifica a série. O segundo dígito indica a posição da pressão mínima, com relação ao bordo de ataque, em décimos da corda, para uma distribuição de espessura simétrica com sustentação nula. O terceiro dígito é o coeficiente de sustentação de projeto, em décimos. Os últimos dois dígitos representam a espessura máxima em centésimos de corda.



Deve ressaltar que existem outras existem muitos tipos de aerofólios que não estão, incluídos nas famílias NACA. A *Boeing*, por exemplo, projetou os que são usados nos aviões - *Boeing 727, 737, 747, 757 e 767*.

ANEXO C - ANÁLISE DO CAMPO DE ESCOAMENTO

Para simular o campo de escoamento em torno de um perfil normalmente são utilizados dois métodos (SAE AIR-5504, FAA/AC 20-73A, ZAPAROLI 2004, SCHLICHTING 1968, NIDE 2003, ANDERSON 1984 e KLIEWER):

- Método dos Painéis: baseado no cálculo do escoamento potencial em torno do perfil.

Neste método, calcula-se o escoamento incompressível, invíscido e irrotacional (solução da Equação de *Laplace*)

- Método das Equações de *Navier-Stokes*: baseando-se na aplicação da 2ª Lei de *Newton* para calcular o escoamento em torno do perfil. Isto resulta em um sistema de equações diferenciais parciais de segunda ordem e não-lineares. Geralmente, são obtidas soluções numéricas utilizando uma malha computacional em torno do perfil.

C.1 ESCOAMENTO POTENCIAL

Em um escoamento potencial, os componentes do vetor velocidade V , podem ser expressos a partir de uma função escalar “ φ ”, denominada potencial de velocidade:

$$u = \frac{\partial \varphi}{\partial x} \quad \text{e} \quad v = \frac{\partial \varphi}{\partial z} \quad (\text{C1})$$

Desta forma, o vetor-velocidade satisfaz à condição de um escoamento irrotacional, onde a velocidade fica expressa em termos do gradiente de uma função escalar, como:

$$V = \nabla(\varphi) \quad (\text{C2})$$

Lembrando que a equação de conservação de massa para um escoamento incompressível é dada por:

$$\nabla \cdot V = 0 \quad \text{ou} \quad \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (\text{C3})$$

Substituindo os componentes de velocidade e o vetor- V da equação (C1) pelas equações (C3) e (C2), respectivamente, resulta:

$$\frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} = 0 \quad \text{ou} \quad \nabla \cdot \nabla(\varphi) = \nabla^2 \varphi = 0 \quad (\text{C4})$$

Que representa a Equação de *Laplace*, em coordenadas cartesianas, para o caso de escoamento potencial bidimensional.

Em termos da função-corrente “ Ψ ”, os componentes de velocidade ficam expressos como:

$$u = \frac{\partial \Psi}{\partial y} \quad \text{e} \quad v = -\frac{\partial \Psi}{\partial x} \quad (\text{C5})$$

Se o escoamento é irrotacional ($\nabla \cdot V = 0$), tem-se:

$$\nabla \cdot V = 0 \quad \text{ou} \quad \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (\text{C6})$$

A substituição da equação (C5) em (C6), resulta:

$$\frac{\partial^2 \Psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Psi}{\partial y^2} = 0 \quad (\text{C7})$$

Deste modo, quando um escoamento é irrotacional, tanto o potencial de velocidade quanto a função-corrente satisfazem à equação de *Laplace*. Além disso, as linhas de φ constante (denominadas de linhas equipotenciais) são ortogonais às linhas de Ψ constante, formando o que se chama de “rede de escoamento”.

C.2 MÉTODO DOS PAINÉIS

Esta metodologia foi desenvolvida na década de 50 para determinar o escoamento em torno de corpos de revolução e baseia-se no cálculo de escoamentos potenciais superpostos.

Vários códigos computacionais, utilizados na simulação do processo de acúmulo de gelo no avião, utilizam o método dos painéis, onde a superfície do perfil é dividida em uma série de painéis delgados (Figura C1), de modo que a sua geometria fica aproximada por um polígono inscrito. Devido à condição de escoamento invíscido, a velocidade normal na superfície de cada painel é nula. Os painéis são conectados por um número “N” de nós que alocados ao longo do contorno do perfil.

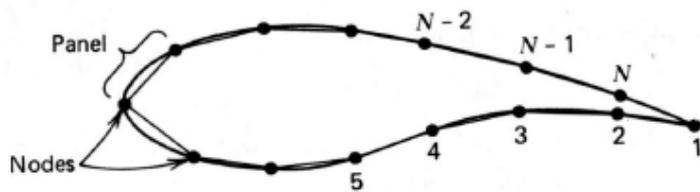


Figura C1 - Representação esquemática do método dos painéis.

O escoamento potencial “ φ ” em torno do perfil é então obtido pela superposição de um escoamento uniforme + escoamento-fonte + escoamento em vórtice, resultando em:

$$\varphi = \varphi_{uniforme} + \varphi_{fonte} + \varphi_{vórtice} \quad (C8)$$

Sendo:

$$\varphi_{uniforme} = V_{\infty} (x \cdot \cos \alpha + y \cdot \sin \alpha) \quad (C9)$$

$$\varphi_{fonte} = \int \frac{q(s)}{2\pi} \ln(r) ds \quad (C10)$$

$$\varphi_{vórtice} = - \int \frac{\Gamma(s)}{2\pi} \theta \cdot ds \quad (C11)$$

Onde:

V_{∞} - velocidade uniforme do escoamento externo e α - ângulo de ataque (figura C2).

$q(s)$ e Γ - potência (intensidade) por unidade de comprimento da fonte e do vórtice, respectivamente, distribuídos ao longo da superfície “ s ” do perfil.

O escoamento potencial φ resultante é obtido integrando-se a contribuição de cada painel, de modo que:

$$\varphi = V_{\infty} (x \cdot \cos \alpha + y \cdot \sin \alpha) + \sum_{j=1}^N \int_j \left[\frac{q(s)}{2\pi} \ln r - \frac{\Gamma}{2\pi} \theta \right] ds \quad (C12)$$

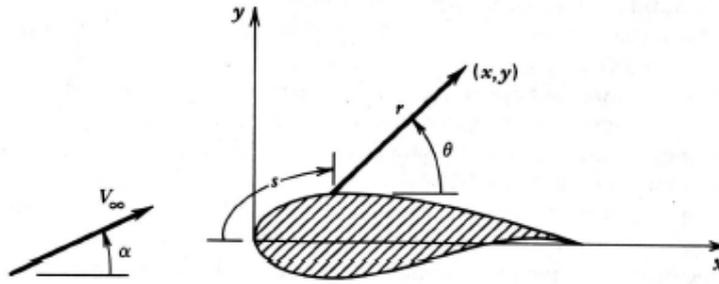


Figura C2 - Nomenclatura para análise do escoamento potencial usando o método dos painéis.

A intensidade do vórtice é considerada constante, e a intensidade da fonte $q(s)$ pode variar de um painel para outro, mas é constante dentro de um mesmo painel, ou seja, $q(s) = q_j$, no painel j com $j = 1, \dots, N$.

Além disso, considera-se que a componente tangencial da velocidade, no painel adjacente ao bordo de fuga, deve tender para um mesmo valor finito nas superfícies superior e inferior do perfil (*'Kutta condition'*).

Essas considerações facilitam o cálculo das integrais na equação (C12), uma vez que o escoamento potencial resultante fica expresso em termos de um sistema de equações algébricas, onde as velocidades no ponto médio do i -ésimo painel ficam definidas como:

$$\begin{aligned} u_i &= V_\infty \cos \alpha + \sum_{j=1}^N q_j u_{ij}^{fonte} + \Gamma \sum_{j=1}^N u_{ij}^{vórtice} \\ v_i &= V_\infty \sin \alpha + \sum_{j=1}^N q_j v_{ij}^{fonte} + \Gamma \sum_{j=1}^N v_{ij}^{vórtice} \end{aligned} \quad (C13)$$

Onde:

“fonte u_{ij} ” indica a componente da velocidade na direção x no ponto médio do i -ésimo painel, devido à distribuição da fonte de intensidade-unitária sobre o j -ésimo painel.

Analogamente, “vórtice u_{ij} ” representa a componente da velocidade na direção x no ponto médio do i -ésimo painel devido à distribuição do vórtice de intensidade-unitária sobre o j -ésimo painel.

Qualquer solução obtida com a teoria do escoamento potencial é uma solução aproximada do problema real, uma vez que se admite escoamento invíscido, ou seja, os efeitos da viscosidade são desprezíveis (não existem tensões de cisalhamento atuando no fluido).

Para simulações do escoamento bidimensional (2D), o método dos painéis tem a vantagem de requerer menor esforço e tempo computacionais em comparação com o método de *Navier-Stokes*, onde se resolve um sistema de equações diferenciais parciais não-lineares para se obter o escoamento em torno do perfil. Além disso, desde que não são utilizadas malhas computacionais para computar o campo de velocidade, a mudança de geometria do gelo depositado pode ser mais facilmente capturada por este esquema.

Como exemplo de programas que calculam o campo de escoamento, baseados no método dos painéis tem-se (SAE ARP-5905):

- LEWICE: um código computacional que calcula o acúmulo de gelo sobre o perfil do avião para uma grande variedade de condições atmosféricas. Foi desenvolvido pela NASA *Lewis Research Center*, nos Estados Unidos.
- CANICE, ONERA e CIRA: compreendem, respectivamente, as versões canadense, francesa e italiana do LEWICE. São programas que também fazem uso do método dos painéis para calcular não somente o escoamento, mas também a trajetória das gotículas de água na região de impacto com a superfície do avião.

C.3 EQUAÇÕES DE *NAVIER-STOKES*

A utilização do método dos painéis para o cálculo do escoamento tridimensional requer um grande esforço computacional devido ao grande número de painéis necessários para o cálculo da trajetória das gotículas. Mais recentemente, a simulação numérica do escoamento externo e da trajetória das gotículas de água vem sendo feita através de códigos computacionais que utilizam as Equações de *Navier-Stokes*.

Esse conjunto de equações diferenciais parciais não-lineares é válido para descrever o movimento de um fluido *Newtoniano*, ou seja, onde a tensão de

cisalhamento (τ) é proporcional à taxa de deformação devido ao cisalhamento (gradiente de velocidade).

A constante de proporcionalidade é denominada de viscosidade dinâmica (μ), Figura C3 Para o caso particular em que a componente v do vetor velocidade $V(u, v)$ é nula, tem-se:

$$\tau = \mu \frac{du}{dy} \quad (C14)$$

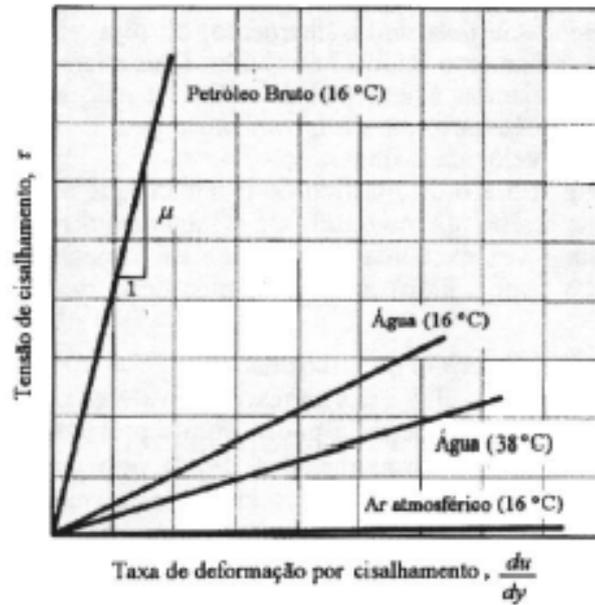


Figura C3 - Tensão de cisalhamento em função da taxa de deformação para fluidos Newtonianos.

As equações de conservação de massa, quantidade de movimento e energia para o escoamento bidimensional em regime laminar de um fluido newtoniano e compressível, em coordenadas cartesianas, ficam então expressas como:

$$\nabla \cdot (\rho V) = \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \quad (C15)$$

$$\rho \left(u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} \right) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \nabla \cdot V \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] \quad (C16)$$

$$\rho \left(u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} \right) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(2 \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \nabla \cdot V \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] \quad (C17)$$

$$\rho.Cp\left(u\frac{\partial T}{\partial x} + v\frac{\partial T}{\partial y}\right) = \frac{\partial}{\partial y}\left[k\left(\frac{\partial T}{\partial y}\right)\right] + \frac{\partial}{\partial x}\left[k\left(\frac{\partial T}{\partial x}\right)\right] \quad (C18)$$

Onde: ρ é a densidade do fluido, u e v são os componentes do vetor velocidade, P é a pressão, μ é viscosidade dinâmica, Cp é o Calor Específico e k é a condutividade térmica do fluido.

Quando a viscosidade dinâmica e a condutividade térmica do fluido forem consideradas constantes e a o fluido incompressível (densidade constante), o sistema de equações acima pode ser rescrito como:

$$\nabla \cdot V = \frac{\partial(u)}{\partial x} + \frac{\partial(v)}{\partial y} = 0 \quad (C19)$$

$$\rho\left(u\frac{\partial u}{\partial x} + v\frac{\partial u}{\partial y}\right) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \mu\left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}\right) \quad (C20)$$

$$\rho\left(u\frac{\partial v}{\partial x} + v\frac{\partial v}{\partial y}\right) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \mu\left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2}\right) \quad (C21)$$

$$\rho.Cp\left(u\frac{\partial T}{\partial x} + v\frac{\partial T}{\partial y}\right) = k\left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2}\right) \quad (C22)$$

A solução do campo de escoamento é obtida transformando o domínio real contínuo em um conjunto de pontos discretos, que constituem os nós da malha computacional. Neste processo de discretização, o conjunto de equações diferenciais parciais fica então aproximado por um sistema de equações algébricas, que pode ser resolvido por meio de esquemas numéricos:

A discretização das equações de *Navier-Stokes*, equações (C19) a (C20), podem ser feitas através do método de volumes finitos onde é feito um balanço das quantidades físicas (massa, quantidade de movimento e energia) na fronteira do volume finito em torno de cada nó da malha.

O método de elementos finitos, que foi desenvolvido originalmente para aplicação na área de cálculo estrutural, também vem sendo amplamente utilizado na

simulação do processo de acúmulo de gelo. Neste método, a discretização das equações de *Navier-Stokes* é feita minimizando o resíduo da equação diferencial no elemento finito que tem como vértices os nós da malha.

Os códigos que se baseiam no cálculo do escoamento potencial, equação (C13), não possuem a capacidade de prever o coeficiente de transferência de calor durante o processo de acúmulo de gelo. Desta forma, este coeficiente precisa ser parametrizado por meio de soluções empíricas, ocorrendo dificuldades na sua determinação principalmente nos casos onde ocorre separação no escoamento, como no caso da formação de ‘*clear ice*’.

Já no caso das equações de *Navier-Stokes*, o campo de temperatura em torno do perfil com depósito de gelo é determinado como solução da equação de conservação de energia, equação (C22).

A figura C4, mostra a formação de gelo em forma de crista em torno de um perfil e a malha computacional utilizando as equações de *Navier-Stokes* completas (LEWICE/NS), mostrando a formação de ‘*clear ice*’ em duplo chifre (‘*horn*’). Notar a ocorrência de separação no escoamento em torno do bordo de ataque.

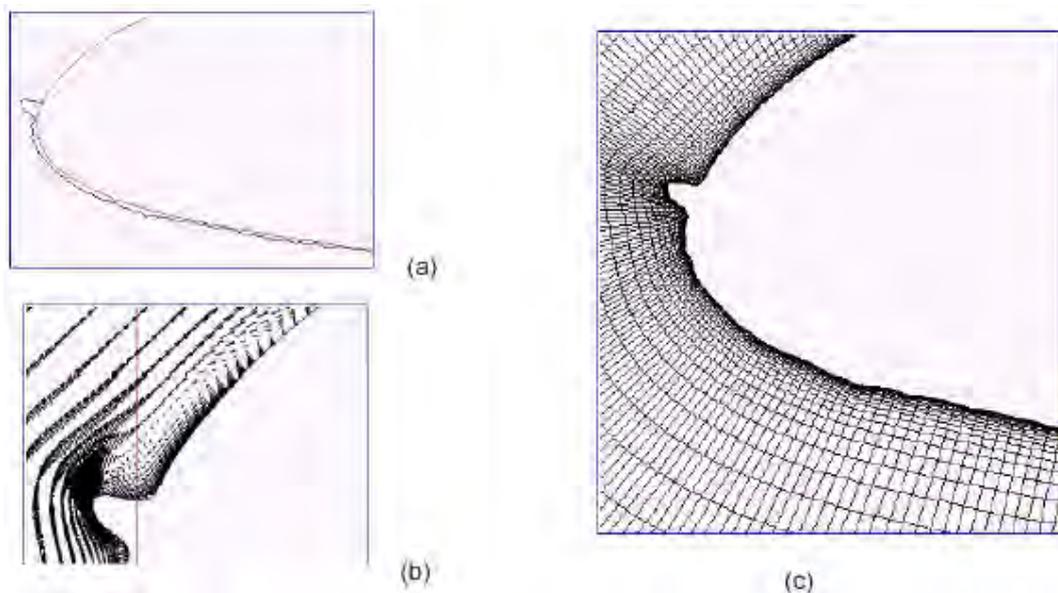


Figura C4 - (a) Formação de gelo no bordo de ataque do perfil; (b) malha computacional e (c) ocorrência de separação no escoamento.

Outros exemplos de códigos que resolvem as equações de *Navier-Stokes* são (SAE ARP-5905): NPARC, FENSAP-ICE (3D), ONERA3D, constituindo uma área de trabalho denominada de CFD (*Computational Fluid Dynamics*).

ANEXO D – RESULTADOS EXPERIMENTAIS

Os resultados “experimentais” (ABBOTT 1959), utilizados neste trabalho para fundamentar o conceito de avaliação da susceptibilidade a formação de gelo não-detectável em um determinado perfil aerodinâmico empregado em uma asa ou empenagem em relação a detectores cilíndricos de gelo, feitos através do uso da teoria potencial restrita a valores reduzidos de AOAs, foram extraídos do livro “*THEORY OF WING SECTIONS*” que teve sua primeira edição publicada em 1949 (posteriormente revisado em 1959) pelos autores *Ira H. Abbott* e *Albert E. Von Doenhoff*, que tiveram o privilégio de participar de inúmeros ensaios de túnel de vento feitos pela *National Advisory Committee for Aeronautics - NACA*, com o intuito de obter dados técnicos característico de vários perfis aerodinâmico, dando subsídios para que fosse desenvolvida uma metodologia na qual permite obter com bastante precisão características aerodinâmicas de qualquer

Onde em linhas gerais esta teoria divide a distribuição de velocidade em três separadas e independentes distribuições, como mostrado seguir e exemplificado na Figura D1:

- 1 Distribuição correspondente a distribuição de velocidade ao redor de um perfil simétrico a $AOA = 0^\circ$;
- 2 Distribuição correspondente a distribuição de velocidade da corda média aerodinâmica devido a arqueamento;
- 3 Distribuição de velocidades correspondente a um perfil simétrico submetido a um AOA.

$$C_p = 1 - \left(\frac{v}{V} \pm \frac{\Delta v}{V} \pm f(\alpha) \frac{\Delta v_a}{V} \right)^2 \quad (D1)$$

Onde:

C_p – coeficiente de Pressão local onde se quer medir;

$\frac{v}{V}$ – incremento de velocidade de um perfil simétrico sem arqueamento submetido à AOA = 0°;

$\frac{\Delta v}{V}$ – incremento de velocidade de um perfil fino devido ao arqueamento da linha média;

$\frac{\Delta v_a}{V}$ – incremento de velocidade resultante do perfil simétrico base submetido a um AOA.

Obs: os valores de $\frac{\Delta v}{V}$ e $\frac{\Delta v_a}{V}$ devem ser acrescidos a $\frac{v}{V}$ para obtenção da distribuição de velocidade no extradorso do perfil e subtraídos para obtenção da distribuição de velocidade no intradorso do perfil.

$f(\alpha)$ - é o valor responsável pelo ajuste da distribuição de pressão devido à variação do AOA e pode ser calculado como:

$$f(\alpha) = \frac{c_l - c_{l_i}}{c_{l_0}} \quad (D2)$$

Onde:

c_l – coeficiente de sustentação na qual a distribuição de pressão é desejável;

c_{l_i} – é o coeficiente de ideal obtido devido ao arqueamento da linha média do perfil fino;

c_{l_0} – coeficiente de sustentação no qual onde os valores de $\frac{\Delta v_a}{V}$ foram inicialmente calculados.

Obs: de acordo com os autores, todos os valores de $\frac{\Delta v_a}{V}$, foram obtidos utilizando o valor unitário de c_{l_0} .

A figura seguinte (Figura D.1), mostra de forma gráfica a metodologia utilizada para se obter a distribuição de pressão e velocidades para diversos perfis NACA (ABBOTT 1959, THEODORSOEN 1931 e 1933).

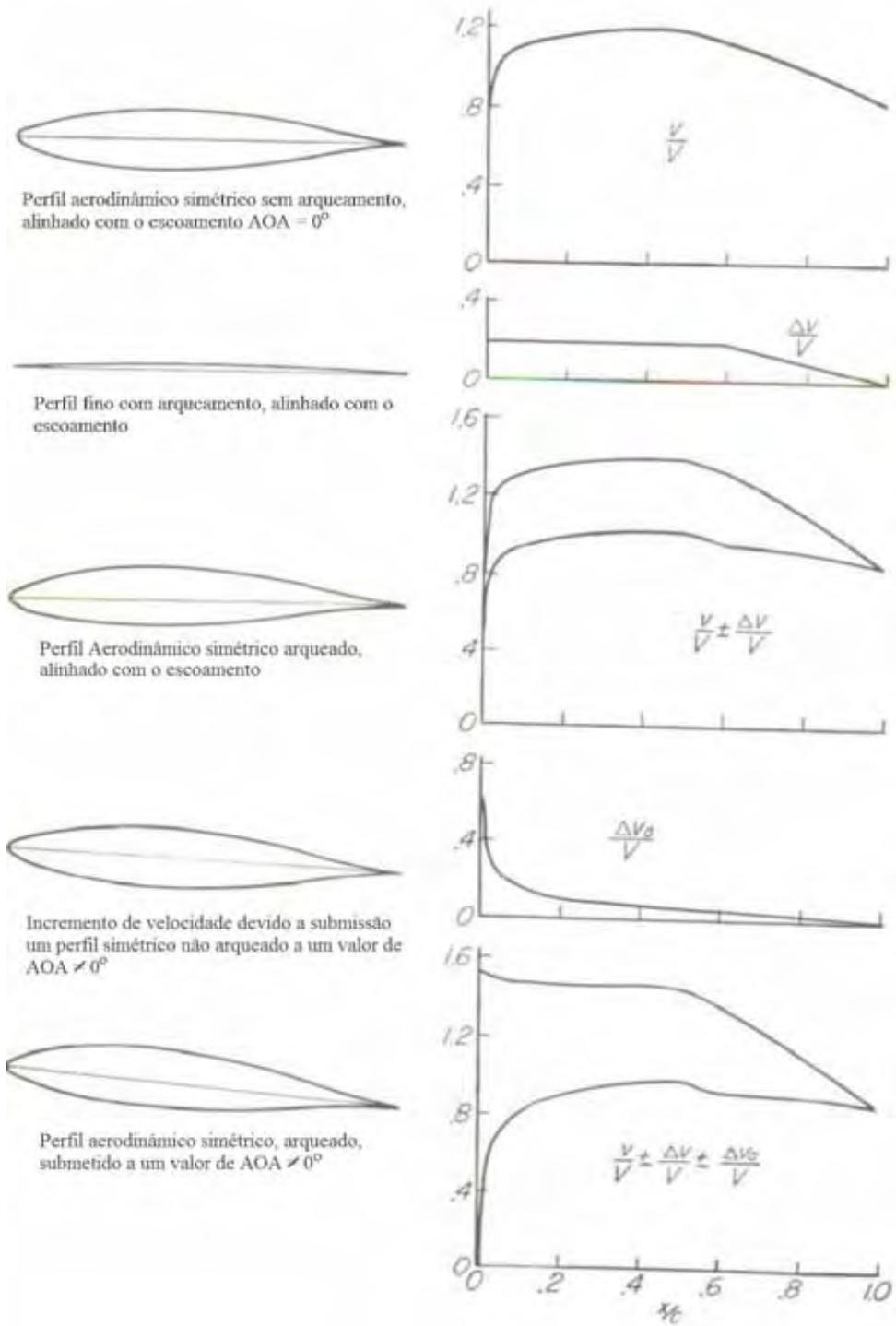


Figura D1 – Determinação da distribuição de velocidade entorno de perfis aerodinâmicos.

Onde nota-se que através desta sistemática somos capazes de obter os valores de velocidades ao redor de qualquer aerofólio, através da combinação da distribuição de velocidade - $\frac{\Delta v}{V}$, de um perfil simétrico alinhado com o escoamento (AOA=0°) + um perfil fino submetido a um AOA_{ideal} (AOA_{ideal} dependente do arqueamento da MCA, resultando na distribuição de velocidade - $\frac{\Delta v}{V}$ de um perfil arqueado alinhado com escoamento aerodinâmico, e por final insere a contribuição de velocidade - $\frac{\Delta v_a}{V}$, referente a um perfil simétrico submetido a um AOA no qual se deseja determinar.